

Universidad Carlos III de Madrid

Departamento de Mecánica de Medios Continuos y

Teoría de Estructuras



IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD EN MATERIALES COMPUESTOS

Proyecto Fin de Carrera

Ingeniería Industrial

AUTOR:

Alvaro García Marañón

TUTOR:

Jorge López-Puente

Leganés, Febrero 2015

Título: Impactos de alta velocidad en materiales compuestos

Autor: Álvaro García Marañón

Director: Jorge López-Puente

EL TRIBUNAL

Presidente: _____

Vocal:

Secretario:

Realizado el acto de defensa y lectura del Proyecto Fin de Carrera el día ____ de _____
20__ en Leganés, en la Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid,
acuerda otorgarle la CALIFICACIÓN de

Agradecimientos

Quisiera aprovechar estas líneas para agradecer a todas las personas que me han ayudado y me han apoyado a lo largo de estos años de dura andadura en la carrera.

Quiero a su vez, expresar mi más sincero agradecimiento a Jorge López-Puente por haberme dirigido y aportado todos sus conocimientos en este proyecto de fin de carrera. Por todas las atenciones, por el tiempo que ha perdido conmigo, y sobre todo por su guía.

Destacar el apoyo que siempre he recibido por parte de mi familia, desde mis padres y hermana pasando por mis abuelos, los que están y los que siguen estando. Mi padre, que siempre ha estado apoyándome y a mi lado, desde que empezara a estudiar esta bonita pero dura carrera, y que siempre me ha sabido inyectar moral en mis peores momentos, no solo vividos a causa de mis estudios sino como consecuencia de la vida.

Quiero mostrar también mi más sincera gratitud a mis compañeros y amigos de clase, Arturo y Alfonso. Gracias por los momentos vividos y por las dosis de moral recibidas cuando más hacían falta.

No quería pasar por alto la oportunidad de agradecer a todos los profesores que he tenido durante mi vida académica, no sólo en esta universidad sino también desde pequeño, porque entre todos han formado la base para que hoy pueda ser lo que soy.

Resumen

En el presente proyecto fin de carrera se ha estudiado el comportamiento de un elemento estructural fabricado con un determinado material compuesto ante el impacto de un proyectil a altas velocidades. Con este objetivo, se realiza un análisis desde el punto de vista numérico completando todas las simulaciones necesarias para extraer las pertinentes conclusiones.

Para la realización de este estudio numérico, se ha optado por escoger una placa como elemento estructural fabricada con el material compuesto motivo de estudio de este proyecto. Para garantizar la máxima precisión en los ensayos numéricos que se van a realizar, se decide también incluir un elemento cohesivo en la placa.

Para comprobar la validez del modelo escogido, se comparan los resultados numéricos obtenidos, con los resultados experimentales proporcionados. Se evalúan algunos de los parámetros más significativos del proceso de impacto, a saber: límite balístico del material, velocidad residual, energía absorbida por el compuesto y extensión del área dañada. Se hacen diversas simulaciones tanto para un amplio rango de velocidades de impacto.

Tras la obtención de todos los datos, se realizan las gráficas pertinentes y se comparan los resultados numéricos con los experimentales.

Finalmente, se extraen las conclusiones más relevantes y se concluye o no la validez del modelo empleado en este proyecto.

Abstract

In this Final Year Project, it has taken place the study of a determined structural element built of a concret CFRPs material when it suffers an impact of a projectile. It will be studied the behavior of a CFRP material from low speeds, behind ballistic limit, to high speeds, much higher than ballistic limit. We will focus in numerical side, comparing our numerical results with experimental values.

To complete the numerical study, it has been decided to choose, as structural element, a square specimen made of our CFRP material. To guarantee, the maximum precision in the procedures, it 's also been decided to include a cohesive element in the specimen.

To check the validity of the numerical method, numerical results will be compared to experimental results take from previous simulations. Some of the most relevant parameters of the impact process will be evaluated, just like: ballistic limit of the CFRP, residual velocity of the CRFP, absorbed energy by the material during the impact process and delaminated area. Many velocities simulations will be completed for low and high velocities. In each case, it will be refered to ballistic limit situation, below ballistic limit and above it.

After completing the measures, it will be performed experimentals and numerals graphics to compare easier all the results. Finally, it will be extracted the most relevant conclusions and it will be ratified or not the validity of the selected model.

Índice

Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

1.1	MOTIVACIÓN.....	2
1.2	OBJETIVOS.....	7
1.3	CONTENIDO.....	8

Capítulo 2. ESTADO DEL ARTE

2.1	INTRODUCCIÓN	10
2.2	DESCRIPCIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS	10
2.2.1	INTRODUCCIÓN A LOS MATERIALES COMPUESTOS	10
2.2.2	MATRICES.....	12
2.2.2.1	Resina Vinilester	13
2.2.2.2	Resina Poliéster	13
2.2.2.3	Resina Epoxi	14
2.2.3	FIBRAS	15
2.2.3.1	Fibra de Vidrio	15
2.2.3.2	Fibra de carbono	16
2.2.4	CONFIGURACION DE LAS LÁMINAS	17
2.3	EL PÉNDULO BALÍSTICO	20
2.3.1	ENSAYOS EXPERIMENTALES.....	20
2.3.1.1	Ensayos a bajas velocidades.....	22
2.3.1.2	Ensayos a altas velocidades.....	25
2.3.2	ENSAYOS NUMÉRICOS	29
2.3.2.1	Modelo de Tsai-Wu	30
2.3.2.2	Modelo de Tsai-Hill	31
2.3.2.3	Modelo de Chang-Chang.....	32
2.3.2.4	Modelo de Hashin-Rotem	34
2.4	TOLERANCIA AL DAÑO.....	36
2.4.1	MECANISMOS DE FALLO	36

Capítulo 3. MODELO NÚMÉRICO

3.1 INTRODUCCIÓN	39
3.2 MODELO DE COMPORTAMIENTO PARA LAMINADOS BIDIRECCIONALES.....	40
3.2.1 VUMAT PARA EL TEJIDO DEL MATERIAL COMPUESTO.....	41
3.2.1.1 Comportamiento del tejido en la dirección de las fibras	44
A. Iniciación del daño.....	47
B. Evolución del daño	49
3.2.1.2 Comportamiento del tejido en la dirección de cizallamiento	51
A. Iniciación del daño.....	54
B. Evolución del daño	54
3.2.1.3 Eliminación de elementos	52
3.2.2 DESCRIPCIÓN MODELO PARA EL COHESIVO DEL TEJIDO	56
3.2.2.1 Comportamiento elástico-lineal tracción-separación	58
3.2.2.2 Iniciación del daño	60
3.2.2.3 Evolución del daño	61
3.2.2.4 Eliminación elementos	65
3.3 DESCRIPCIÓN MODELO DEL MATERIAL.....	65
3.3.1.1 Esfera.....	66
3.3.1.2 Fibra de carbono	67
3.3.1.3 Cohesivo	71
3.4 DESARROLLO MODELIZACIÓN DEL MODELO.....	73
3.4.1 GEOMETRÍA MODELO EMPLEADO	73
3.4.2 SUPOSICIONES REALIZADAS EN LA ELABORACION DEL MODELO	74
3.4.3 ELECCIÓN MALLADO	78
3.4.3.1 Esfera.....	78
3.4.3.2 Cohesivo	79
3.4.3.3 Tejido.....	80

Capítulo 4. RESULTADOS

4.1 INTRODUCCIÓN	83
4.2 RESULTADOS OBTENIDOS PARA MALLADO 2X2.....	85
4.2.1 ANALISIS PARA LA OBTENCION DE LA VELOCIDAD RESIDUAL.....	86

4.2.1.1	Velocidad de impacto 60 m/s.....	87
4.2.1.2	Velocidad de impacto 95 m/s.....	89
4.2.1.3	Velocidad de impacto de 200 m/s.....	91
4.2.1.4	Velocidad de impacto 450 m/s.....	92
4.2.2	RESUMEN RESULTADOS ANALISIS VELOCIDAD RESIDUAL	93
4.2.3	ANALISIS PARA LA OBTENCION DEL AREA DAÑADA.....	95
4.2.3.1	Velocidad de impacto 60 m/s.....	96
4.2.3.2	Velocidad de impacto de 90 m/s.....	96
4.2.3.3	Velocidad de 150 m/s.....	97
4.2.3.4	Velocidad de impacto de 400 m/s.....	98
4.2.4	RESUMEN RESULTADOS ANALISIS AREA DAÑADA	98
4.3	RESULTADOS OBTENIDOS PARA MALLADO 1X1.....	100
4.3.1	ANALISIS PARA LA OBTENCION DE LA VELOCIDAD RESIDUAL.....	102
4.3.1.1	Velocidad de impacto 60 m/s.....	102
4.3.1.2	Velocidad de impacto 95 m/s.....	103
4.3.1.3	Velocidad de impacto 150 m/s.....	105
4.3.1.4	Velocidad de impacto 500 m/s.....	106
4.3.2	RESUMEN RESULTADOS ANALISIS VELOCIDAD RESIDUAL	108
4.3.3	ANALISIS PARA LA OBTENCION DEL AREA DAÑADA.....	110
4.3.3.1	Velocidad de impacto 60 m/s.....	111
4.3.3.2	Velocidad de impacto de 95 m/s.....	111
4.3.3.3	Velocidad de impacto 150 m/s.....	112
4.3.3.4	Velocidad de impacto 500 m/s.....	113
4.3.4	RESUMEN RESULTADOS ANALISIS AREA DAÑADA	113
4.4	ANÁLISIS RESULTADOS	116
4.4.1	ANÁLISIS RESULTADOS VELOCIDAD RESIDUAL.....	117
4.4.2	ANÁLISIS ÁREA DAÑADA	118

Capítulo 5. CONCLUSIONES y TRABAJOS FUTUROS

5.1	INTRODUCCIÓN	127
5.2	CONCLUSIONES	127
5.3	TRABAJOS FUTUROS.....	129
	BIBLIOGRAFÍA.....	131

Índice de figuras

<i>Figura 1.1 Evolución del porcentaje de peso de materiales compuestos en aeronaves</i>	<i>4</i>
<i>Figura 1.2 Porcentaje de los materiales empleados en la fabricación del Boeing 787</i>	<i>4</i>
<i>Figura 1.3 Morro del avión tras un impacto con un ave</i>	<i>6</i>
<i>Figura 1.4 Morro de avión tras el impacto con un ave.....</i>	<i>6</i>
<i>Figura 2.1 Curva tensión-deformación material compuesto.....</i>	<i>11</i>
<i>Figura 2.2 Ejemplo laminado unidireccional</i>	<i>18</i>
<i>Figura 2.3 Ejemplo laminado bidireccional en equilibrio.....</i>	<i>19</i>
<i>Figura 2.4 El péndulo balístico</i>	<i>21</i>
<i>Figura 2.5 Rotura de la matriz</i>	<i>23</i>
<i>Figura 2.6 Tamaño y orientación de las deslaminaciones.....</i>	<i>23</i>
<i>Figura 2.7 Rotura de las fibras en el laminado.....</i>	<i>24</i>
<i>Figura 2.8 Plano transversal de un laminado tras el impacto de un proyectil a baja velocidad ...</i>	<i>24</i>
<i>Figura 2.9 Velocidad residual en función de la velocidad de impacto</i>	<i>25</i>
<i>Figura 2.10 Probabilidad de perforación frente a velocidad de impacto</i>	<i>26</i>
<i>Figura 2.11 Área dañada en función de la velocidad de impacto</i>	<i>27</i>
<i>Figura 2.12 Tipos de daño.....</i>	<i>27</i>
<i>Figura 2.13 Plano transversal de un laminado tras el impacto de un proyectil a alta velocidad..</i>	<i>28</i>
<i>Figura 2.14 Daños generados en un laminado</i>	<i>36</i>
<i>Figura 3.1 Comparación de las opciones para el modelado de laminas</i>	<i>42</i>
<i>Figura 3.2 Representación esquemática del tejido empleado.....</i>	<i>43</i>
<i>Figura 3.3 Representación esquemática de la típica respuesta de cizallamiento de un material compuesto.....</i>	<i>53</i>
<i>Figura 3.4 Curva de endurecimiento característica de un material compuesto.....</i>	<i>53</i>
<i>Figura 3.5 Típica situación para un modelo de tracción-separación.....</i>	<i>57</i>
<i>Figura 3.6 Representación espacial de un elemento cohesivo en tres dimensiones.....</i>	<i>57</i>
<i>Figura 3.7 Modos de deformación de un elemento cohesivo.....</i>	<i>58</i>
<i>Figura 3.8 Respuesta típica de un modelo tracción-separación.....</i>	<i>60</i>
<i>Figura 3.9 Evolución daño lineal</i>	<i>62</i>
<i>Figura 3.10 Ilustración de la respuesta de modo mixto en los elementos cohesivos.....</i>	<i>63</i>
<i>Figura 3.11 Energía de fractura como función de la mezcla de modos</i>	<i>64</i>

Figura 3.12 Modelo de proyectil empleado	65
Figura 3.13 Modelo de placa empleado.....	66
Figura 3.14 Típica respuesta tracción-separación de un elemento cohesivo	72
Figura 3.15 Descripción del modelo de este proyecto.....	73
Figura 3.16 Dimensiones modelo escogido en este proyecto.....	74
Figura 3.17 Disposición empleada para la construcción de la placa	75
Figura 3.18 Uniones en la placa.....	76
Figura 3.19 Condiciones de contorno e iniciales del modelo.....	77
Figura 3.20 Mallado de la esfera	79
Figura 3.21 Mallado del cohesivo	80
Figura 3.22 Mallado del tejido.....	81
Figura 4.1 Curva característica de la velocidad residual en función de la velocidad de impacto de un material compuesto.....	84
Figura 4.2 Curva característica del área dañada en función de la velocidad de impacto de un material compuesto.....	84
Figura 4.3 Mallado de 2x2 del tejido exterior	85
Figura 4.4 Mallado 2x2 del cohesivo.....	86
Figura 4.5 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s.....	87
Figura 4.6 Situación de la simulación en $t=3e-4$ s cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s	88
Figura 4.7 Gráfica mostrando la velocidad de la esfera en función del tiempo cuando $V_{\text{inicial}}=60$ m/s.....	88
Figura 4.8 Situación de la simulación en $t=0$ s cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s	89
Figura 4.9 Situación de la simulación en $t=7.5e-05$ s cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s.....	89
Figura 4.10 Situación de la simulación en $t=3e-04$ s cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s.....	90
Figura 4.11 Gráfica mostrando la velocidad de la esfera en función del tiempo cuando $V_{\text{inicial}}=95$ m/s	90
Figura 4.12 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=200$ m/s	91
Figura 4.13 Situación de la simulación en $t=6e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=200$ m/s	91
Figura 4.14 Gráfica mostrando la velocidad de la esfera en función del tiempo cuando $V_{\text{inicial}}=200$ m/s	92
Figura 4.15 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=450$ m/s	92
Figura 4.16 Situación de la simulación en $t=3e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=450$ m/s	93
Figura 4.17 Gráfica mostrando la velocidad de la esfera en función del tiempo cuando $V_{\text{inicial}}=450$ m/s	93

Figura 4.18 Gráfica mostrando la velocidad residual en función de la velocidad de impacto.....	94
Figura 4.19 Área dañada en $t=3e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s	96
Figura 4.20 Área dañada en $t=2.766e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=90$ m/s	97
Figura 4.21 Área dañada en $t=1.35e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=150$ m/s	97
Figura 4.22 Área dañada en $t=1.05e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=400$ m/s	98
Figura 4.23 Gráfica área dañada frente a velocidad de impacto para bajas velocidades.....	99
Figura 4.24 Gráfica área dañada frente a velocidad de impacto para altas velocidades	100
Figura 4.25 Mallado del tejido exterior.....	101
Figura 4.26 Mallado del cohesivo	102
Figura 4.27 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s	103
Figura 4.28 Situación de la simulación en $t=9e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s	103
Figura 4.29 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s	104
Figura 4.30 Situación de la simulación en $t=2.7e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s	104
Figura 4.31 Evolución velocidad residual en función del tiempo cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s.....	105
Figura 4.32 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=150$ m/s	105
Figura 4.33 Situación de la simulación en $t=7.5e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=150$ m/s	106
Figura 4.34 Evolución velocidad residual en función del tiempo cuando $V_{\text{impacto}}=150$ m/s	106
Figura 4.35 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=500$ m/s	107
Figura 4.36 Situación de la simulación en $t=3e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=500$ m/s	107
Figura 4.37 Evolución velocidad residual en función del tiempo cuando $V_{\text{impacto}}=500$ m/s.....	108
Figura 4.38 Gráfica mostrando la velocidad residual en función de la velocidad de impacto....	110
Figura 4.39 Área dañada en $t=2.7e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s.....	111
Figura 4.40 Área dañada en $t=2.7e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s.....	112
Figura 4.41 Área dañada en $t=7.5e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=150$ m/s.....	112
Figura 4.42 Área dañada en $t=3e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=500$ m/s.....	113
Figura 4.43 Grafica área dañada frente a velocidad de impacto a bajas velocidades	115
Figura 4.44 Grafica área dañada frente a velocidad de impacto a altas velocidades.....	115
Figura 4.45 Gráfica mostrando velocidad residual frente a velocidad de impacto	117
Figura 4.46 Gráfica mostrando el área dañada para las velocidades de impacto más bajas	118
Figura 4.47 Gráfica mostrando el área dañada para las velocidades de impacto más elevadas	119
Figura 4.48 Gráfica mostrando la energía absorbida frente a la velocidad de impacto	124

Índice de tablas

<i>Tabla 2.1 Propiedades Mecánicas Resina Vinilester</i>	<i>13</i>
<i>Tabla 2.2 Resinas poliéster y sus principales aplicaciones</i>	<i>14</i>
<i>Tabla 2.3 Principales propiedades mecánicas de las resinas</i>	<i>14</i>
<i>Tabla 2.4 Principales propiedades mecánicas de dos tipos de fibras de vidrio</i>	<i>16</i>
<i>Tabla 2.5 Clasificación de fibras de carbono.....</i>	<i>17</i>
<i>Tabla 2.6 Principales propiedades mecánicas de dos tipos de fibra de carbono.....</i>	<i>17</i>
<i>Tabla 3.1 Propiedades del acero empleadas.....</i>	<i>66</i>
<i>Tabla 3.2 Constantes del material para el material compuesto empleado en el modelo</i>	<i>67</i>
<i>Tabla 3.3 Constantes del material de la línea 1 para el material compuesto empleado en el modelo.....</i>	<i>68</i>
<i>Tabla 3.4 Constantes del material de la línea 2 para el material compuesto empleado en el modelo.....</i>	<i>68</i>
<i>Tabla 3.5 Constantes del material de la línea 3 para el material compuesto empleado en el modelo.....</i>	<i>69</i>
<i>Tabla 3.6 Constantes del material de la línea 4 para el material compuesto empleado en el modelo.....</i>	<i>69</i>
<i>Tabla 3.7 Constantes del material de la línea 4 para el material compuesto empleado en el modelo.....</i>	<i>69</i>
<i>Tabla 3.8 Constantes del material de la fibra de carbono</i>	<i>70</i>
<i>Tabla 3.9 Propiedades mecánicas del cohesivo</i>	<i>72</i>
<i>Tabla 4.1 Velocidad residual en función de la velocidad de impacto</i>	<i>94</i>
<i>Tabla 4.2 Área dañada en función de la velocidad de impacto.....</i>	<i>99</i>
<i>Tabla 4.3 Velocidad residual en función de la velocidad de impacto</i>	<i>109</i>
<i>Tabla 4.4 Área dañada en función de la velocidad de impacto.....</i>	<i>114</i>
<i>Tabla 4.5 Resultados ensayos experimentales.....</i>	<i>116</i>
<i>Tabla 4.6 Energías de los modos de fallo para el mallado 1x1.....</i>	<i>120</i>
<i>Tabla 4.7 Energía absorbida por el material para el mallado 1x1</i>	<i>123</i>
<i>Tabla 4.8 Energía absorbida por el material en el caso experimental</i>	<i>124</i>

Capítulo 1

INTRODUCCIÓN

1.1 MOTIVACIÓN

Determinados sectores entre los que destaca el aeronáutico e incluso últimamente el ferroviario son solo una muestra del desafío ingenieril que se vislumbra. La búsqueda de materiales no solo más resistentes si no también más ligeros plantea un reto que únicamente es aceptado por los materiales compuestos.

Es tal la confianza que inspiran estos materiales en el mundo ingenieril, que su uso no queda solamente limitado al sector aeronáutico o el ferroviario; cualquier actividad que conlleve un riesgo de impacto de alguna índole va a garantizar el empleo de materiales compuestos.

El sector del automovilismo de competición refleja perfectamente la situación. En un mundo en donde el dinero no supone ningún tipo de problema y donde no solo se busca arañar hasta la última milésima en una lucha incesante contra el cronómetro, si no también garantizar la máxima y absoluta seguridad de cada uno de los pilotos que ponen en riesgo sus vidas, convierte el papel de los materiales compuestos en indispensable.

Para la eternidad queda la famosa frase del piloto irlandés de Fórmula 1, John Watson quien tras chocar violentamente contra las barreras en el GP de Italia de 1981, pudo salir de su propio pie ante el asombro del mundo entero. Acababa de convertirse en el primer piloto en ser salvado por las bondades de este material. *"Si hubiera tenido este accidente en un habitáculo tradicional de aluminio, imagino que habría resultado herido porque el aluminio es mucho menos resistente que el carbono"*, afirmó entonces Watson.

Otro sector enormemente influido por la aparición de este tipo de materiales y que bien merece ser tenido en cuenta, es como no podía ser de otra forma, el sector aeronáutico.

En este caso, el dinero sí que es un factor a tener muy en cuenta, y es por ello que el uso de materiales compuestos es también esencial pese a lo aclarado anteriormente sobre el factor económico. Hay que tener en cuenta que cuanto más pesa el avión, más consume y más cantidad de combustible hay que tener en cuenta con todos los inconvenientes que ello conlleva, tanto económicos como físicos (mayor dificultad en el despegue, mayor consumo,...). Por tanto, reduciendo el peso del avión no solamente logramos beneficios mecánicos si no también económicos.

Cuando se diseña cualquier elemento estructural hay que tener en cuenta los esfuerzos a los que se verá sometido el diseño a lo largo de su vida útil. Las cargas llamadas estáticas y dinámicas, presentes con frecuencia en todos los diseños, son de sobra conocidas y su estudio y determinación no presenta prácticamente problema alguno. No obstante, a veces, se producen impactos y choques imprevistos que generan solicitaciones puntuales que pueden causar accidentes llegando a provocar auténticos desastres.

Posiblemente el más famoso accidente aéreo, fue el causado por el Concorde el 26 de Julio del 2000. Una banda de titanio colocada en uno de los inversores de potencia de otro avión que había despegado escasos minutos antes desde la misma pista perforó uno de los neumáticos del Concorde, que se desintegró tras el impacto. Uno los trozos de caucho del neumático golpeó el depósito de combustible y rompió un cable eléctrico. El impacto causó en el depósito una brecha por la que se liberó el combustible, que se prendió inmediatamente después.

Queda también para el recuerdo el trágico accidente del transbordador espacial Columbia. Durante el lanzamiento de la vigésimo octava misión del Columbia, una pieza de aislamiento de espuma se desprendió del tanque externo del transbordador espacial y golpeó el ala izquierda. Cuando el transbordador reingresó en la atmósfera dos semanas después, el daño ya generado permitió que los gases atmosféricos calientes penetraran y destruyeran la estructura interna del ala, lo que provocó que la nave

espacial se volviera inestable y poco a poco se rompiera causando la desintegración del transbordador.

Son tan graves y fatales las consecuencias generadas por este tipo de impactos que uno de los principales objetivos implantados por estas industrias es asegurar la tolerancia de este tipo de materiales ante al impacto de los posibles elementos en un rango muy variado de velocidades con el objetivo de garantizar la máxima fiabilidad.

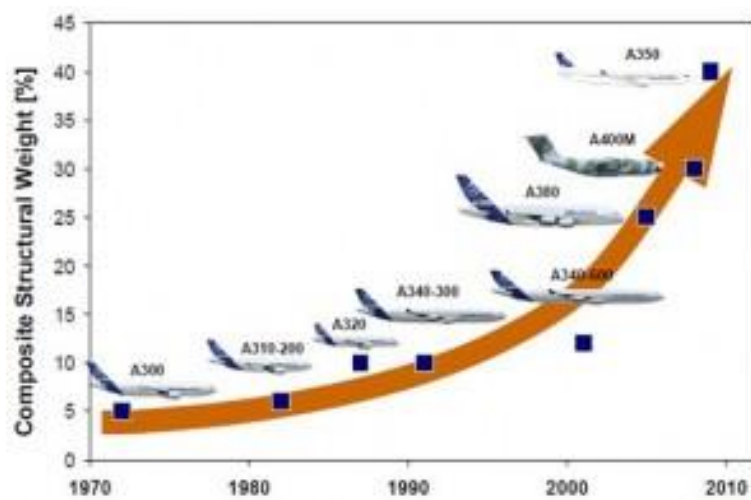


Figura 1.1 Evolución del porcentaje de peso de materiales compuestos en aeronaves

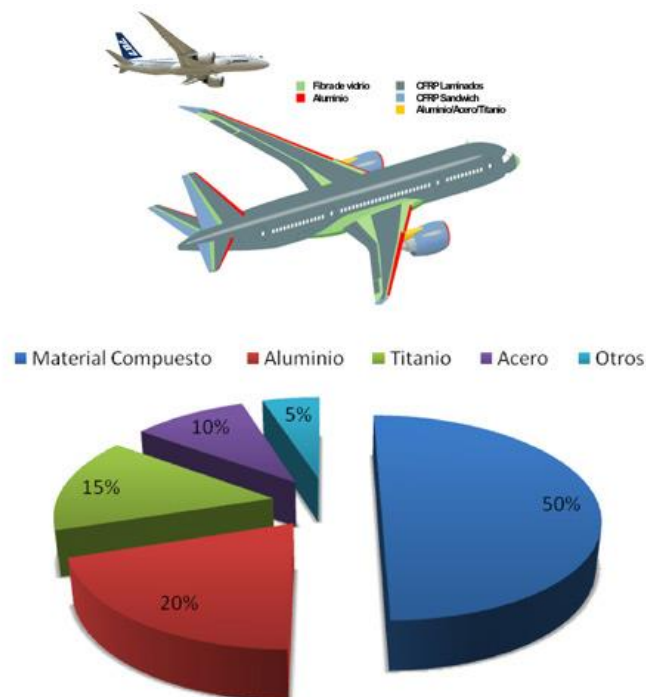


Figura 1.2 Porcentaje de los materiales empleados en la fabricación del Boeing 787

Como se ve en la *Figura 1.2*, el empleo de materiales compuestos representa prácticamente el 50% en peso de una aeronave moderna. Lógicamente, la principal razón para optar por esa solución no es otra que la de ahorrar peso y mantener las propiedades mecánicas que nos ofrecen otros materiales más pesados.

Se estima que gracias a este importante porcentaje de peso de materiales compuestos, las aeronaves pueden llegar a requerir hasta un cuarto menos en porcentaje de combustible, con las innumerables ventajas que ello conlleva.

Sin embargo el empleo de materiales compuestos no solamente permite reducir el peso. Su uso sería mucho menos interesante si a costa de ahorrar en peso, se estuvieran perdiendo otras facultades mecánicas. Este problema de elegir entre peso y propiedades mecánicas no supone un gran inconveniente en los materiales compuestos.

El ejemplo del material compuesto más empleado en el mundo de la competición y también del aeronáutico es la fibra de carbono y matriz epoxi. Este tipo de material compuesto posee unas extraordinarias características mecánicas (alta resistencia a variación de temperaturas y alta resistencia a cargas tractoras) y a su vez una muy baja densidad comparada con la de algunos metales; esta agrupación de ventajas convierte a este material compuesto en la primera opción para los ingenieros.

Como se ha visto en la *Figura 1.2*, el otro 50% de materiales empleados en la construcción de las aeronaves son materiales no compuestos. Sería utópico pensar que una aeronave pudiera construirse enteramente de materiales compuestos, pues aunque sus propiedades son extraordinarias, no están exentos de inconvenientes. Como hemos visto anteriormente, debido a los impactos de diversos fragmentos sobre este tipo de materiales, se pueden generar importantes grietas generando fatales consecuencias. Ello se debe a una de las grandes desventajas que ofrecen los materiales compuestos. Tal vez el agente que más limita el empleo de materiales compuestos en algunos elementos estructurales es la pobre tolerancia que presentan estos materiales ante choques en dirección transversal al plano del elemento estructural. Es frecuente que tras esta clase de impactos, se generen deslaminaciones en el material. Generalmente, bajo el estado de determinadas sollicitaciones como por ejemplo las de compresión pero

también las de cizallamiento, las deslaminaciones generadas empiezan a propagarse rápidamente de forma importante a medida que avanza el tiempo causando en muchos casos el fallo catastrófico del elemento estructural.

Por tanto, si bien las posibilidades que generan los materiales compuestos son fantásticas y el rendimiento que ofrecen extraordinario, estos materiales no están exentos de limitaciones y el estudio y la respuesta que ofrecen ante impactos no debe pasarse por alto.



Figura 1.3 Morro del avión tras un impacto con un ave



Figura 1.4 Morro de avión tras el impacto con un ave

1.2 OBJETIVOS

El objetivo del presente trabajo es estudiar la respuesta de un determinado elemento estructural fabricado con un nuevo tipo de material compuesto frente a impactos a diversas y variadas velocidades. Para facilitar el estudio, se escoge como elemento estructural una placa que será la que estará sometida al impacto de un proyectil esférico. En este estudio se empleará exclusivamente un modelo numérico mostrando especial interés y atención al parámetro más influyente en el estudio, la velocidad del proyectil.

Para poder alcanzar los objetivos anteriormente expuestos se han definido una serie de tareas:

- Diseño con la ayuda de un programa de elementos finitos de los elementos que se van a evaluar, el proyectil y la placa, prestando especial atención al diseño de la placa y cuidando todos los detalles desde el ensamblamiento de las distintas láminas que forman la placa hasta las correspondientes condiciones de contorno.
- Desarrollo de una metodología que permita conocer con exactitud la respuesta del material frente a choques transversales a múltiples y variadas velocidades, pudiendo determinar con exactitud algunos parámetros como son el área dañada, el límite balístico o la velocidad residual.
- Realizar todas las simulaciones necesarias en un amplio rango de velocidades para poder extraer con precisión los resultados pertinentes.
- Comparación de los resultados numéricos extraídos con los resultados experimentales facilitados externamente.
- Establecer las pertinentes conclusiones y analizar la posibilidad de continuar los estudios realizados para futuros trabajos.

1.3 CONTENIDO

Tal y como se ha especificado en el apartado anterior, el objetivo del presente trabajo es realizar un modelo numérico que permita poder prever con precisión los resultados y las consecuencias del impacto de un proyectil de geometría esférica sobre una placa fabricada con un determinado material compuesto que se verá más adelante.

Para poder alcanzar dichos objetivos, se ha decidido descomponer el siguiente proyecto en cinco capítulos, siendo esta introducción, el primero de ellos.

En este primer capítulo, se ha redactado una breve *Introducción* reflejando las distintas causas por las que se ha decidido abordar la realización de este proyecto. A su vez, se han mencionado los diferentes objetivos de este trabajo y se ha anunciado cual será la estructura del mismo.

En el segundo capítulo, denominado *Estado del Arte*, se va a realizar una pequeña y breve descripción de los materiales compuestos, centrándonos en los elementos que los componen y los materiales generalmente más comunes. De igual modo, se hará una descripción de la respuesta de los materiales compuestos ante situaciones de impacto y se estudiarán algunos de los modelos utilizados actualmente en los ensayos numéricos de laminados. Se comentarán muy por encima algunas de las más relevantes aportaciones realizadas por diversos autores y que hacen referencia a este proyecto. Finalmente se estudiarán en los métodos de detección de fallos.

En el tercer capítulo, que se titula *Modelo Numérico*, se incluirá el modelo de comportamiento escogido en este proyecto. Se detallará también como se ha procedido para elaborar el modelo numérico, partiendo desde la concepción geométrica de la placa y del proyectil balístico para finalizar con la elección del mallado para ambos elementos. Se explicarán las ecuaciones constitutivas que gobiernan el modelo escogido. Este punto se centrará fundamentalmente en la placa, foco de estudio de este proyecto.

En el cuarto capítulo, se mostrarán *los Resultados* obtenidos tras la realización de las simulaciones numéricas para distintos mallados y diversas velocidades. Se discutirá también la validez de los resultados obtenidos y se decidirá sobre la utilidad del modelo empleado en este proyecto.

En el quinto y último capítulo, se redactarán *las Conclusiones* pertinentes obtenidas durante la realización de este proyecto y se ofrecerá la posibilidad de continuar con vías de investigación similares al trabajo realizado.

Finalmente, se especificará *la Bibliografía* y el resto de elementos que se han empleado para la realización de este trabajo.

Capítulo 2

ESTADO DEL ARTE

2.1 INTRODUCCIÓN

En este apartado se describen de manera general los materiales compuestos y se introducen algunos de los antecedentes más ilustrativos a lo largo de la historia. Se parte de una descripción general de los distintos materiales compuestos pero limitando el estudio exclusivamente a los formados por matriz polimérica y fibras. Se describe también el comportamiento de estos materiales frente a impacto estudiando los modelos numéricos más comunes para estos materiales. Se estudiará también la respuesta al daño que exhiben estos materiales ante impactos efectuados en un amplio rango de velocidades. Se continuará este apartado exponiendo algunos de los criterios de fallo analíticos que se han estado empleando para la simulación de impactos en estos materiales. Finalmente se concluirá explicando brevemente algunos de los procesos más comunes para la detección de las fisuras en estos materiales.

2.2 DESCRIPCIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

2.2.1 INTRODUCCIÓN A LOS MATERIALES COMPUESTOS

Reciben, en ciencia de materiales, el nombre de materiales compuestos aquellos materiales formados por la unión de dos o más materiales para conseguir la combinación de propiedades que no es posible obtener en los materiales originales. Este tipo de compuestos suelen emplearse para conseguir combinaciones poco usuales de rigidez, resistencia, peso, resistencia a altas temperaturas, resistencia a la corrosión, dureza o conductividad...

Aunque no ha logrado determinarse un origen preciso de la aparición de estos materiales, se puede afirmar con rotundidad que su empleo se remonta a varios siglos, lo cual indica la utilidad e importancia de estos materiales durante el desarrollo y

progreso de la humanidad. No obstante no es hasta mediados del siglo XX cuando el papel de estos materiales se convierte en fundamental.

Debido a los altos requisitos que se exigen en las industrias del desplazamiento, especialmente en la aeronáutica y posteriormente en la industria aeroespacial, en términos de resistencia, peso,...el desarrollo de estos materiales se ha visto potenciado en el último siglo. Sin embargo, no solo el empleo de estos materiales se ha visto incrementado en estos sectores, cada vez más en distintas aplicaciones estructurales se opta por emplear materiales compuestos en vez de los materiales más estándares.

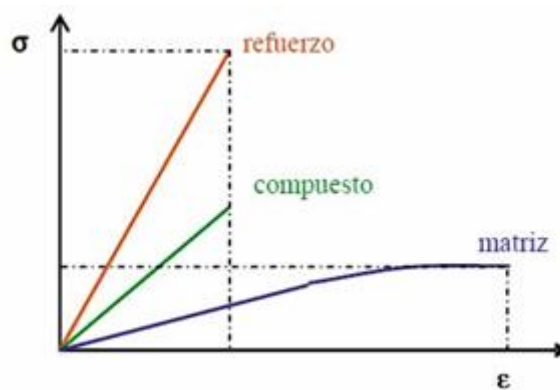


Figura 2.1 Curva tensión-deformación material compuesto

Cuando se habla de materiales compuestos, se debe distinguir dos elementos: la matriz, material continuo, de baja resistencia y rigidez cuyas funciones son establecer la forma geométrica del elemento estructural, y distribuir y soportar los esfuerzos entre las fibras y proteger el material compuesto de daño químicos y mecánicos; y los refuerzos que permiten mejorar las propiedades mecánicas del conjunto, incrementando la resistencia, la dureza y otras propiedades. Es también habitual encontrar otro tipo de constituyentes en menor proporción empleados para mejorar determinadas propiedades específicas. Existen distintos tipos de materiales compuestos a saber:

- Reforzados con fibras (probablemente el refuerzo más extendido)
- Reforzados con partículas
- Compuestos estructurales (tipo sándwich)

En este proyecto se va a emplear un material compuesto reforzado con fibras concretamente. Las fibras que van a integrarse en el material tendrán dos orientaciones de modo que el laminado obtenido será bidireccional de fibras de carbono en matriz epoxi. Aclarar que existen otro tipo de matrices además de las poliméricas como las cerámicas o las metálicas, pero no se estudiarán en este proyecto.

Así pues, estos apartados se centrarán interesaremos principalmente en este tipo de configuración del material compuesto aunque se explicará de manera más general el resto de configuraciones que ofrecen los materiales compuestos.

2.2.2 MATRICES POLIMÉRICAS

Se pueden clasificar las matrices en cuatro categorías a saber poliméricas, metálicas, cerámicas y de carbono. El tipo de matriz empleada en este proyecto es una matriz polimérica y por ello se centra el estudio en esta categoría. Generalmente este tipo de matrices suelen ser adecuadas para aplicaciones de temperaturas relativamente bajas. De manera global y comparándolas con las demás matrices, las matrices poliméricas presentan ciertas ventajas a saber:

- Alta rigidez y resistencia específica
- Fácil procesamiento
- Costo de fabricación relativamente bajo
- Flexibilidad en la orientación de fibras

A su vez las matrices poliméricas pueden dividirse dos subcategorías: termoplásticas y termoestables (a las termoestables también se las conoce como termorrígidas). La principal diferencia entre estos dos tipos de matrices es la respuesta térmica que exhiben estas resinas. Generalmente, las matrices termoplásticas permiten trabajar a mayores temperaturas y suelen presentar costes de fabricación menores pudiendo incluso reciclarse el material. Presentan también una buena tenacidad y ductilidad. Sin embargo, muestran una gran dependencia del monómero principal

constituyente y las propiedades que ofrecen quedan limitadas por tanto al monómero empleado, y además los costes de adquisición suelen ser considerablemente elevados.

Por su parte, las termoestables, ofrecen la posibilidad de obtener estructuras más rígidas generalmente con mejores propiedades mecánicas que las termoplásticas. Presentan una excelente adaptabilidad y no son tan sensibles a las altas temperaturas de modo que el problema de fundición presente en las termoplásticas no está presente en estas resinas. Igualmente su procesado es sencillo y suele ser una alternativa más económica que el caso anterior. Destacar también como aspectos negativos que no pueden reciclarse y que sus propiedades si bien suelen ser excelentes dependen en gran medida del proceso de curado al que se ven sometidas.

2.2.2.1 RESINA VINILESTER

Este tipo de resina pertenece a las termoestables y por tanto presentan una gran adaptabilidad. Presenta algunas excelentes propiedades mecánicas entre las que destaca su importante resistencia a la fatiga. Ofrece a su vez una muy buena resistencia a la corrosión e incluso al fuego y permite una magnífica adhesión entre la propia resina y las fibras. Como inconveniente destacar el alto coste adquisitivo que presentan. Resultan especialmente adecuadas para aplicaciones náuticas.

Propiedad	
Módulo a flexión (GPa)	3,7
Módulo de Young (GPa)	3,4
Resistencia a tracción (MPa)	80
Resistencia a flexión (MPa)	140

Tabla 2.1 Propiedades mecánicas resina vinilester

2.2.2.2 RESINA POLIÉSTER

Estas resinas agrupan la mayor parte de las matrices termoestables. Se estima que entorno al 80% de los laminados industriales están compuestos por estas resinas.

Presentan bajos costes pero también ciertas limitaciones en sus propiedades mecánicas. Se suelen clasificar en función del compuesto estándar que las compone y de las aplicaciones en las que se emplean.

Constituyente	Aplicaciones
Isoftálicas	Recomendable en industria de altas prestaciones como la aeronáutica
Bisfenólicas	Actividades costeras
Ortoftálicas	Ideales para la fabricación de piezas automotrices y plástico reforzado
Tereftálicas	Ideales para ambientes corrosivos bajos a moderados

Tabla 2.2 Resinas poliéster y sus principales aplicaciones

2.2.2.3 RESINA EPOXI

Este tipo de resina es también de tipo termoestable. Al igual que la resina poliéster, ofrece unas excelentes propiedades mecánicas e incluso superiores. Permite trabajar a mayores temperaturas y presenta un excelente equilibrio químico. Con estas resinas se pueden lograr elementos de una altísima calidad difícilmente obtenibles con las resinas anteriores.

Propiedad	Resina epoxi	Resina poliéster
Tipo de matriz	Termoestable	Termoestable
Módulo de elasticidad (GPa)	3-6	2-4
Temperatura de distorsión (° C)	70-300	40-100
Densidad (kg/m³)	1100-1300	1250-1500
Resistencia a tracción (MPa)	40-100	40-90

Tabla 2.3 Principales propiedades mecánicas de dos resinas diferentes

2.2.3 FIBRAS

Es casi una ley no escrita el uso de refuerzos para mejorar las propiedades mecánicas de los propios materiales. Aunque se pueden emplear otros elementos como las partículas, las fibras son el refuerzo más extendido hoy por hoy. Generalmente para la fabricación de laminados con matriz polimérica la más interesante es la fibra de carbono pues reúne las mejores propiedades aunque dependiendo de los requerimientos del material, se pueden emplear otras fibras como por ejemplo la fibra de vidrio o la fibra de boro. De este modo, dependiendo de la aplicación y de las condiciones a las que trabajará el elemento, se escogerá una fibra u otra, siempre buscando la que mejor se adapte a las necesidades requeridas.

2.2.3.1 FIBRA DE VIDRIO

Debido a las buenas propiedades mecánicas, su escaso coste y excelente disponibilidad, es frecuente el empleo de este tipo de fibras en tareas industriales. A destacar de este tipo de fibras:

- No facilita la propagación de llamas ni produce gases ni otros elementos tóxicos
- Alta estabilidad química
- Alta resistencia a alteraciones químicas como la corrosión
- Bajo coste
- Alta resistencia específica, superior a la de algunos metales
- Múltiples aplicaciones

Existen numerosas fibras de vidrio con distintas propiedades y dependiendo del uso previsto, algunas fibras de vidrio se adaptarán mejor que otras. Existen infinidad de fibras de vidrio y se suelen clasificar por clases: A, S, ECR,... e incluso se fabrican fibras de vidrio distinguiendo entre la misma clase: S-1, S-2,... Pero sin duda las más presentes actualmente en el sector y las más destacadas son las fibras de vidrio de las clases: E (baja conductividad eléctrica), A (alta alcalinidad), C (alta resistencia química) y D (baja constante dieléctrica); siendo la de tipo E la más empleada (hasta un 85% de cuota de

mercado) ofreciendo un buen compromiso entre coste y propiedades. A continuación se muestra una tabla comparando dos de las fibras de vidrio más representativas, sin embargo aclarar que aunque la fibra de vidrio E sea la más empleada no quiere decir que sea la mejor. Como se ha dicho anteriormente, dependiendo de las necesidades requeridas, habrá fibras que se adapten mejor o peor.

Propiedad	Fibra de vidrio tipo E	Fibra de vidrio tipo R
Densidad (kg/m ³)	2620	2550
Resistencia a tracción (MPa)	3450	3400
Módulo de elasticidad (GPa)	72	85
Alargamiento (%)	4,8	4,6
Punto de reblandecimiento (°C)	850	950

Tabla 2.4 Principales propiedades mecánicas de dos tipos de fibras de vidrio

2.2.3.2 FIBRA DE CARBONO

También llamada fibra de grafito. Este tipo de fibra es sin duda alguna la que mejores propiedades reúne. Resulta francamente interesante para elementos estructurales estáticos dado el excelente comportamiento que presentan ante condiciones estacionarias. No obstante y dado el alto precio de este tipo de fibras, su uso está menos extendido que el de las otras fibras, aunque poco a poco y gracias al desarrollo de algunas industrias como la aeronáutica y más recientemente la aeroespacial, poco a poco se va haciendo hueco en el mercado.

A destacar de este tipo de fibras:

- Buena conductividad eléctrica
- Disponibles con diferentes rigideces
- Buena resistencia a la fatiga
- Alta resistencia a la corrosión

Existen nuevamente múltiples tipos de fibra de carbono y las diferencias pueden establecerse en función de la temperatura de procesado.

Grupo	Característica
LM	Económicas, inferiores propiedades mecánicas
HM	Excelente módulo de Young
HR	Alta resistencia mecánica

Tabla 2.5 Clasificación de fibras de carbono

Propiedad	Fibra carbono LM	Fibra carbono HM
Densidad (g/cm ³)	1,39	1,47
Módulo de Young (GPa)	70	170
Resistencia a tracción (MPa)	3000	3500

Tabla 2.6 Principales propiedades mecánicas de dos tipos de fibra de carbono

2.2.4 CONFIGURACION DE LAS LÁMINAS

Un laminado es un conjunto de láminas apiladas unas sobre otras y gracias al proceso de fabricación, garantiza la continuidad de la matriz en la dirección ortogonal al plano de las láminas. En otras palabras: cada lámina trabaja conjuntamente con las otras. El laminado ofrece una ventaja importante al ingeniero para que éste pueda aprovechar lo máximo posible las características resistentes de los materiales que configuran el material compuesto, orientando las fibras en diferentes direcciones en cada lámina. Cada lámina que forma el laminado se compone a su vez de una fina capa de resina que forma la matriz reforzada con fibras.

Se distinguen dos grandes tipos de configuraciones de láminas, las llamadas unidireccionales o de cinta y las bidireccionales. En general, las láminas unidireccionales solo poseen gran rigidez y resistencia en la dirección de las fibras. Por este motivo se debe definir una convención para diferenciar los ejes de una lámina. Por su parte, las láminas bidireccionales, que serán las que se estudiarán en este proyecto, están orientadas de manera que sus fibras generalmente son perpendiculares entre sí. Lógicamente y debido a la diversa orientación de las fibras, los laminados bidireccionales ofrecen una anisotropía mayor que las unidireccionales, es decir, sus propiedades mecánicas no son idénticas en todas las direcciones. Con las láminas bidireccionales se

pueden obtener varios tipos distintos de tejido dependiendo de la orientación de las fibras.

Es importante aclarar que cuando se trabaja con este tipo de materiales hay que considerar siempre tres ejes que serán los mismos que se emplearán en las ecuaciones de este proyecto.

- El eje 1 representa la dirección de las fibras en una lámina unidireccional. En el caso de un tejido, el eje 1 corresponde a la urdimbre.
- El eje 2 es perpendicular a la dirección de las fibras, contenido en el plano de la lámina.
- El eje 3 se toma siempre normal al plano de la lámina, es decir, en una superficie curva el eje 3 es normal en cada punto de la superficie.

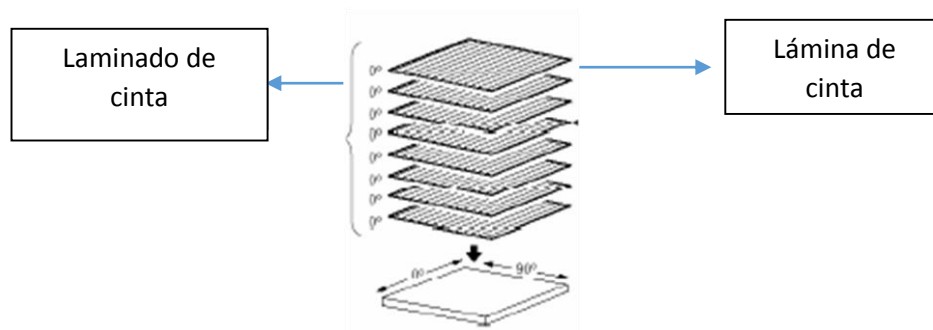


Figura 2.2 Ejemplo laminado unidireccional

Como ya se ha dicho, los laminados bidireccionales están compuestos por varias capas de láminas orientadas en direcciones perpendiculares entre sí. En este tipo de laminados las láminas están orientadas exclusivamente en dos direcciones. Normalmente se deciden escoger dos direcciones que sean perpendiculares entre sí ($0/90$ suele ser lo más frecuente, es decir láminas orientadas a 0° y a 90°), sin embargo existen múltiples combinaciones y se pueden orientar las láminas en cualquier dirección.

Se pueden clasificar estos laminados dependiendo del porcentaje de fibras transversales y longitudinales que componen el laminado. Cuando el laminado está compuesto por un 50% de fibras orientadas longitudinalmente y un 50% orientas

transversalmente, se dice que el laminado está en equilibrio. Es bastante habitual encontrar esta configuración en este tipo de laminados.

A las fibras en la dirección longitudinal se las conoce como urdimbre y a las transversales, trama.

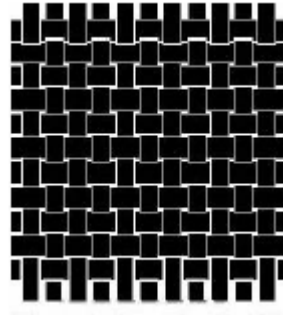


Figura 2.3 Ejemplo laminado bidireccional en equilibrio

Las propiedades de cada laminado se verán enormemente influidas en función de la disposición que se decide escoger en las láminas.

Propiedad	Laminado Tipo A	Laminado Tipo B
Configuración	Unidireccional	Bidireccional
Espesor de una lámina (mm)	0,13	0,19
Densidad (kg/m ³)	1100-1350	1550
E ₁ (GPa)	140	70
E ₂ (GPa)	8	65
X _T (MPa)	2200	825
Y _T (MPa)	80	800
X _c (MPa)	1600	860

Tabla 2.7 Propiedades de las dos configuraciones de laminados

Nota: E₁, X_T, X_c se corresponden con las resistencias en la dirección de las fibras.

E₂, Y_T se corresponden con las resistencias transversales a las fibras.

2.3 EL PÉNDULO BALÍSTICO

Como se ha visto en los apartados anteriores, la gran ventaja de los materiales compuestos reside en las excelentes propiedades mecánicas que ofrecen sobre todo en el plano de apilamiento de las láminas. No obstante, durante su vida útil los elementos fabricados por estos materiales pueden verse sometidos a accidentes u otros choques imprevistos que pueden alterar las condiciones de trabajo variando la zona de trabajo óptima a la que se diseñó el elemento.

Cuando se alteran las cargas que actúan sobre el material compuesto suelen generarse algunas modificaciones en el comportamiento en servicio del propio material e incluso en algunos casos llegando a provocar la rotura del mismo. Se antoja pues fundamental analizar y predecir la respuesta de estos materiales cuando sufren algún daño. Generalmente se distinguen dos tipos de impactos, impactos a muy alta velocidad e impactos a velocidades más reducidas.

A continuación se van a ver las dos maneras de estudiar estos fenómenos de impactos. Se puede enfocar este estudio desde el punto de vista experimental, es decir, intentar representar a través de situaciones reales las condiciones a las que estará sometido el material; y también se puede optar por adoptar un estudio llamado numérico, más enfocado al uso de programas y algoritmo numéricos para simular las situaciones reales.

Al emplear en este proyecto el método numérico, se introduce, pero de manera breve distintos estudios experimentales para dar paso y enfocar más la explicación hacia los ensayos numéricos.

2.3.1 ENSAYOS EXPERIMENTALES

Tal vez se deba remontar a mediados del siglo XVIII para encontrar los primeros indicios de estudios balísticos. En 1742, el célebre matemático inglés Benjamin Robins inventó el que es probablemente el primer modelo experimental de cálculo de velocidad de impacto de un proyectil, el péndulo balístico.

Su alta precisión y el hecho de que los cálculos necesarios no requerían la medición de tiempos sino que se basaban en la determinación de masas y distancias condujo a grandes avances en la ciencia de la balística, e hicieron que este método se empleara por muchos años hasta el desarrollo de técnicas basadas en dispositivos ópticos y electrónicos de alta velocidad de respuesta.

Consistía sencillamente en suspender un objeto con una determinada masa fabricado de un determinado material, de un hilo inextensible. Posteriormente, un lanzador de proyectiles disparaba el objeto con una cierta velocidad hacia un péndulo en reposo. La bala se incrustaba en el péndulo dando lugar a una colisión perfectamente inelástica, haciendo que el momento del balín se transfiera al sistema péndulo+balín. Tras el impacto, el péndulo adquiría una nueva velocidad y se elevaba, incrementando la altura del centro de masa del péndulo una distancia. Durante la colisión no toda la energía cinética de la bala se transformaba en energía cinética del péndulo, parte de ella se perdía por transferencia térmica. Empleando el teorema de conservación de la energía (cinética+potencial), se podía obtener con precisión la velocidad inicial del péndulo. Finalmente, aplicando la conservación del momento lineal resultaba trivial encontrar la velocidad de salida del proyectil.

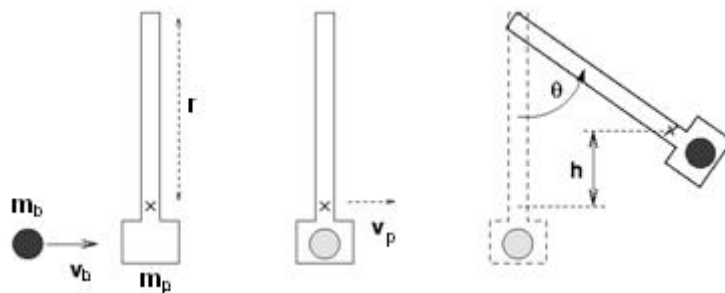


Figura 2.4 El péndulo balístico

A mediados del siglo XX y con el desarrollo de la industria militar, los ensayos sobre estos materiales ante impactos se multiplicaron. Se enfocaba el estudio en la determinación de la capa de material necesaria para aguantar el impacto de un proyectil a una determinada velocidad. Ya en la segunda mitad del siglo XX se empezaba a analizar la influencia del ángulo de impacto y la velocidad de impacto y se determinó que en los

ensayos de impacto se debía distinguir entre velocidades más reducidas y altas velocidades de impacto.

2.3.1.1 ENSAYOS A VELOCIDADES INFERIORES

Se consideran impactos a velocidades reducidas los cuales la velocidad de impacto es inferior a 50 m/s. Se suelen simular estos impactos para analizar el daño que produce un elemento de una masa importante al chocar contra el elemento a estudiar. Los métodos más empleados en este tipo de estudios son el péndulo Charpy y la torre de caída.

Aunque parezca ilógico, este tipo de choques a velocidades teóricamente no tan elevadas se consideran bastante comprometedores debido a la importante pérdida de propiedades mecánicas que generan en el material. Otro gran problema que generan estos impactos en determinados materiales como por ejemplo la fibra de carbono, generan fisuras y grietas imperceptibles al ojo humano y muy difíciles de identificar a través de métodos visuales; es por ello que las simulaciones tanto experimentales como numéricas de impactos sobre estos materiales son cada vez más importantes.

Cuando se habla del daño generado por estos impactos, se refiere al daño que sufren las láminas. En los ensayos a velocidades reducidas se deben distinguir tres modos de fallo:

- Momento lineal
- Deslaminación
- Rotura de las fibras

Existen otra serie de modos de fallo presentes también en el impacto del proyectil pero este proyecto se centra en los tres modos mencionados. Sin embargo y solo con propósitos informativos destacar también el modo de fallo llamado rotura de la matriz. Este modo de fallo es generalmente el primero que aparece en el laminado tras el choque. Debido a la acumulación de tensiones se genera una fisura que va extendiéndose por toda la resina. Puede ocurrir también que en la unión fibras-matriz, aparezcan este tipo de inconvenientes.

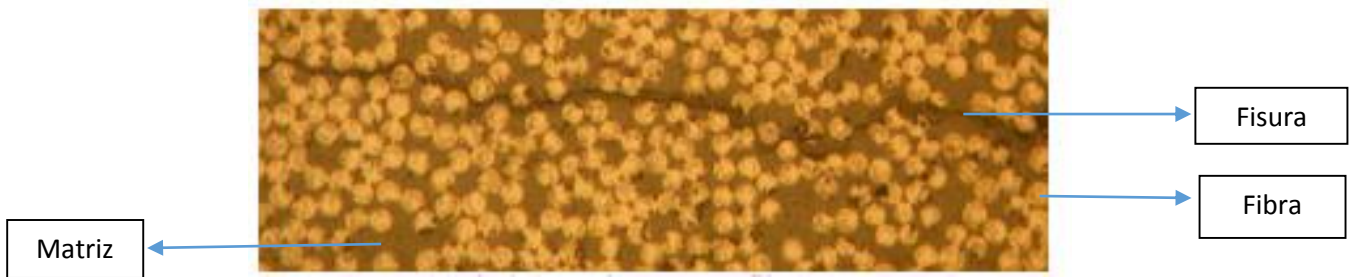


Figura 2.5 Rotura de la matriz

El fenómeno de deslaminación aparece debido a la aparición de las grietas generadas por el fallo anterior en la matriz que al propagarse acaba causando el arranque de las capas de láminas. Generalmente las deslaminaciones aparecen principalmente en las láminas con distinta orientación pero lindantes entre sí. Los agentes que más influencia tienen y por tanto son determinantes a la hora de establecer la magnitud de las fisuras y su propagación entre las láminas suelen ser el espesor de las láminas y del laminado y los módulos de Young en las direcciones 1 y 2.

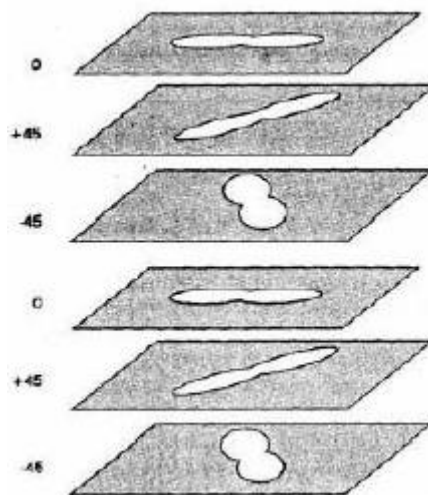


Figura 2.6 Tamaño y orientación de las deslaminaciones

A continuación, el siguiente modo de fallo que suele aparecer en una lámina es la rotura de las fibras. Suele aparecer en la zona del choque entre el material y el proyectil a causa de la acumulación de tensiones y casi siempre a continuación de la deslaminación y la rotura de la matriz.



Figura 2.7 Rotura de las fibras en el laminado

Finalmente, el último modo de fallo que aparece en un material de este tipo es el llamado modo de fallo momento lineal. Se llama momento lineal porque debido a la velocidad que adquieren las fibras tras el impacto (inicialmente lógicamente las fibras tienen velocidad nula) estas se desplazan a una velocidad igual a la velocidad residual del proyectil y generan más daño al impactar contra las otras fibras.

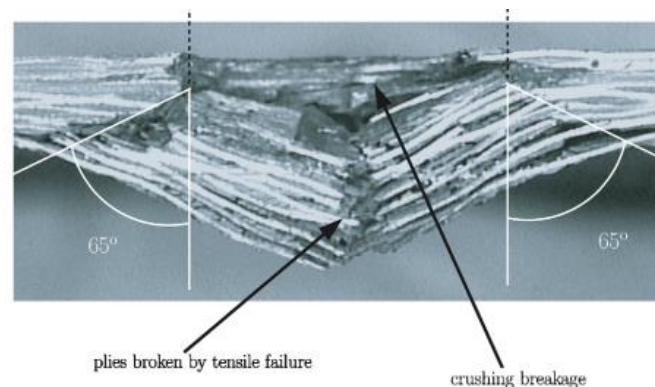


Figura 2.8 Plano transversal de un laminado tras el impacto de un proyectil a velocidades inferiores

En la figura anterior se ven perfectamente los modos de fallo debido a la rotura de las fibras y debido al momento lineal que generan al alcanzar la velocidad residual del proyectil. A destacar que a velocidades reducidas el modo de fallo más importante es el debido a la rotura de las fibras pues no depende de la velocidad de impacto mientras que el momento lineal sí. Es por ello que en la imagen anterior se pueden ver las fibras arrancadas y orientadas hacia el exterior. La deslaminación por otra parte suele tener más o menos la misma influencia independientemente de la velocidad de impacto y su influencia suele ser considerablemente inferior a la de los otros dos modos de fallo.

2.3.1.2 ENSAYOS A VELOCIDADES ALTAS

Se consideran impactos a alta velocidad los cuales la velocidad de impacto es superior a 100 m/s. Por raro que parezca, los ensayos a estas velocidades representan una minoría comparados con los producidos a velocidades reducidas.

Al contrario que en el caso anterior, en este tipo de ensayos se suelen emplear objetos de reducidas dimensiones pero que viajan a muy altas velocidades. Este tipo de impactos suele producir grietas que afectan enormemente a la uniformidad de la estructura. Es muy frecuente el empleo de cañones de gas para realizar estos ensayos pues permiten realizar impactos a altísimas velocidades, imposibles con otros métodos como el péndulo Charpy.

Con el estudio de este tipo de simulaciones se pueden determinar tres parámetros fundamentales para predecir la respuesta de un determinado material ante el impacto de un proyectil:

- Límite balístico; velocidad del proyectil por debajo de la cual no puede atravesar el material de la estructura

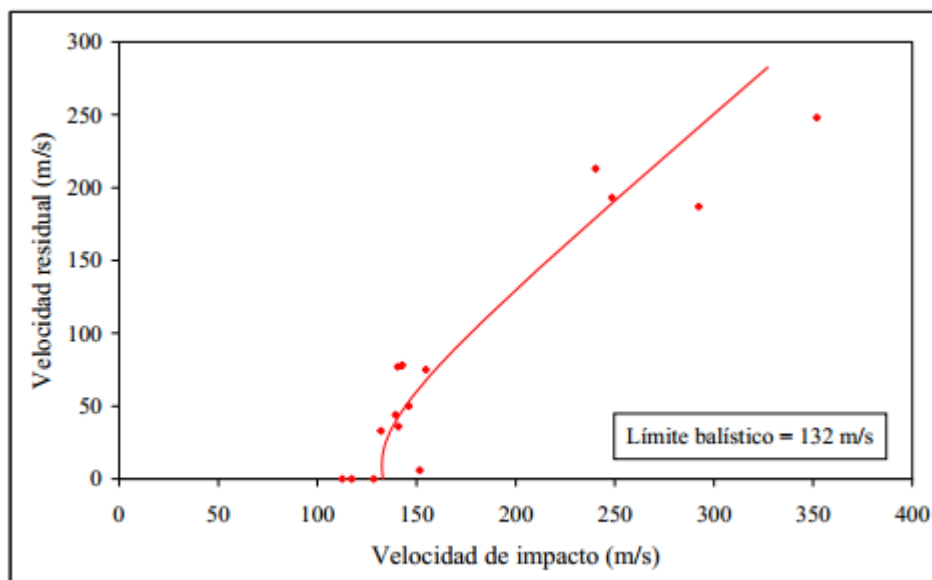


Figura 2.9 Velocidad residual en función de la velocidad de impacto

- Velocidad residual; velocidad remanente del proyectil cuando perfora y atraviesa el material
- Modo de fallo; es muy probable que el fallo del material se produzca en regiones próximas a la del impacto. Los modos de fallo se han analizado en apartados anteriores, solo aclarar que en los impactos a velocidades reducidas el área dañada aumenta a medida que se incrementa la velocidad del proyectil hasta alcanzar el límite balístico. Sin embargo, en los impactos a altas velocidades, se genera un comportamiento focalizado en la zona próxima al punto de impacto, es decir, la influencia del impacto no es tan notoria como a menores velocidades de modo que la extensión del área dañada suele ser inferior al caso de velocidades inferiores. Destacar que las perforaciones causadas por los impactos a altas velocidades suelen generar una perforación prácticamente perfecta con la geometría del proyectil.

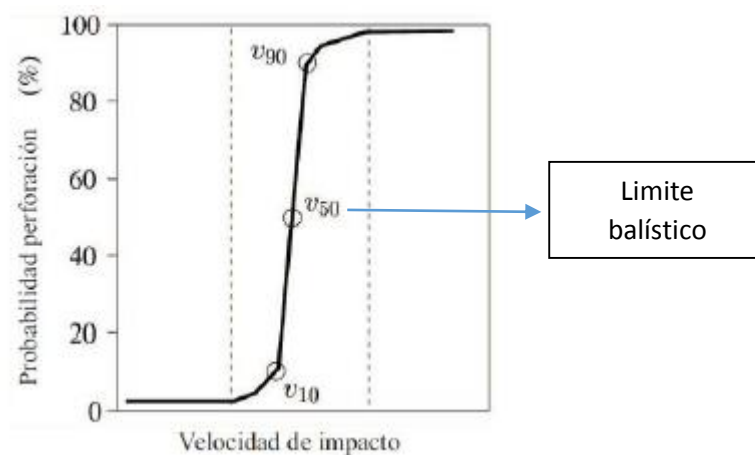


Figura 2.10 Probabilidad de perforación frente a velocidad de impacto

Se ha demostrado recientemente en algunos estudios que existe una relación entre el área dañada y la velocidad de impacto. En un primer momento se pensó que la relación entre estos dos parámetros era meramente lineal. Sin embargo, algunos estudios posteriores resaltaron que para velocidades de impacto superiores al límite balístico, la extensión del área dañada disminuía a medida que se incrementaba la velocidad de impacto. Se concluyó también que para velocidades de impacto próximas al límite balístico, la extensión del área dañada era máxima. En la siguiente figura se puede ver perfectamente esta teoría.

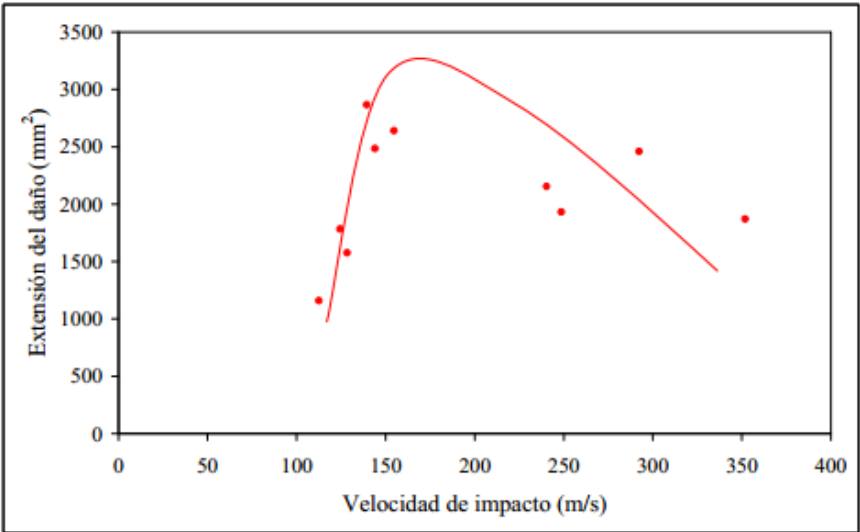


Figura 2.11 Área dañada en función de la velocidad de impacto

Los últimos estudios han permitido localizar en función de la velocidad de impacto de manera clara los distintos tipos de daños posibles:

Tipo de daño	Descripción	
I	Deslaminación	Sin penetración
II	Rotura de las fibras en zona posterior	
III	Rotura a lo largo del espesor	
IV	Rotura a lo largo del espesor	Con penetración
V	Grieta completa, perforación	

Tabla 2.8 Descripción tipos de daños ante impacto

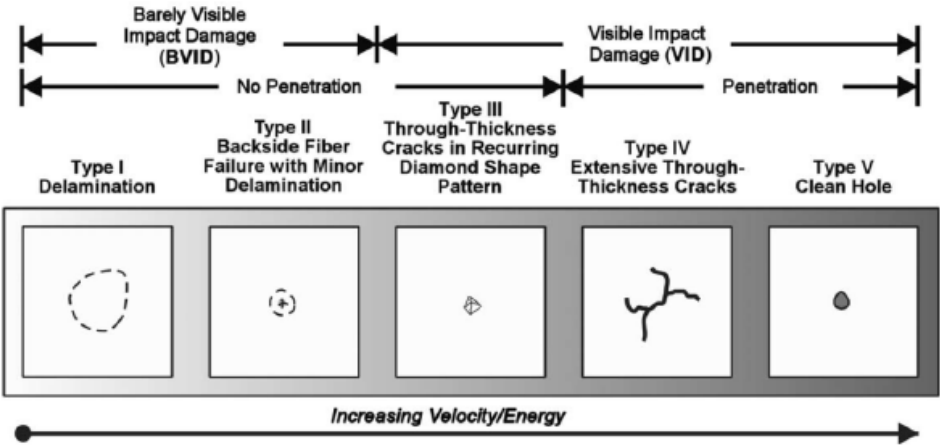


Figura 2.12 Tipos de daño

Los modos de fallo a altas velocidades son los mismos que a velocidades inferiores y en este caso los más importantes son nuevamente la rotura de las fibras, la deslaminación y el momento lineal. No obstante, la importancia de cada uno de estos modos de fallo no es la misma que en el caso anterior. Si en el caso anterior el modo de fallo más importante era el debido a la rotura de las fibras, en este caso y dada la alta velocidad del proyectil y la alta velocidad residual del mismo, el modo de fallo más importante es el debido al momento lineal. Como los modos de fallo debido a la rotura de las fibras y debido a la deslaminación son independientes de la velocidad residual (y por tanto de la velocidad de impacto) del proyectil, su influencia y valor es más o menos constante para todas las velocidades de impacto.

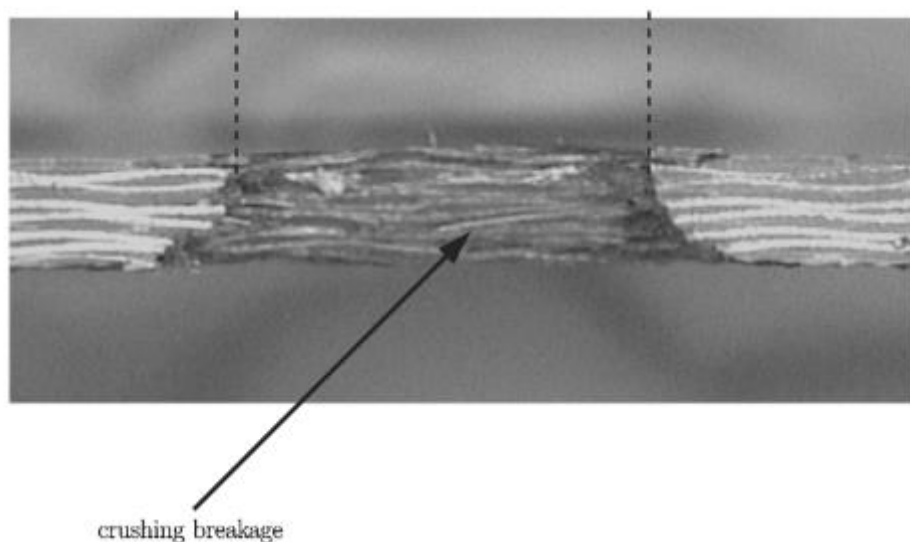


Figura 2.13 Plano transversal de un laminado tras el impacto de un proyectil a alta velocidad

Como se ve en la figura anterior, y si se compara con la figura del impacto a velocidad inferior, se puede comprobar fácilmente la gran diferencia que existe entre las dos imágenes. En el caso de altas velocidades, se comprueba como el daño generado resulta mucho más limpio que en el caso anterior. No hay fibras arrancadas ni nada, el daño es mucho más limpio y los bordes del daño perfectamente distinguidos. Esto se debe a la gran influencia ejercida por el modo de fallo debido al momento lineal; si bien el modo de fallo debido a la rotura de las fibras sigue siendo probablemente el más importante, el momento lineal debido al aumento de la velocidad de impacto ejerce también una importante influencia. Por ello no se observan fibras arrancadas en múltiples direcciones como en el caso de velocidades inferiores.

2.3.2 ENSAYOS NUMÉRICOS

Además de enfocar esta clase de estudios desde el punto de vista experimental con métodos como el péndulo Charpy o el cañón de gas, también es posible enfocarlo desde el punto de vista numérico y así se hará en este proyecto. Debido a la alta complejidad que demanda el estudio experimental, además del alto coste económico que requiere el equipo necesario para abordar con éxito esta problemática, el uso de métodos analíticos y numéricos se ha multiplicado en los últimos tiempos. Se han desarrollado a su vez distintos modelos para el estudio de este tipo de materiales.

Se ha demostrado recientemente que pese al gran número de modelos numéricos existentes para predecir el fallo de las estructuras, ninguno de ellos es más preciso que los otros. Dependiendo del estado de cargas de la estructura e incluso de la geometría de la propia estructura, será más preciso un modelo u otro, pero nunca habrá un modelo predominante sobre los otros.

Se ha desarrollado también un mecanismo para poder clasificar todos los modelos numéricos y facilitar el empleo de los mismos. El parámetro que permite distinguir y clasificar los distintos modelos numéricos es el daño que sufre la estructura, o mejor dicho, en que medida el modelo introduce el daño que sufre el material en la simulación.

Los modelos como se acaba de especificar pueden clasificarse de dos formas:

- Modelos acoplados
- Modelos desacoplados

Se dice que un ensayo numérico es acoplado cuando la variable daño forma parte de las ecuaciones constitutivas del propio modelo y de alguna forma queda acoplada en el modelo. Este tipo de modelos son extremadamente útiles para el estudio de la respuesta del material a nivel micromecánico; sin embargo, son más complicados de interpretar y emplear pues resulta difícil encontrar las variables que influyen en el mismo. Se llaman modelos desacoplados a los modelos que no incluyen la variable del daño en las ecuaciones constitutivas del mismo como era el caso de los modelos

acoplados, aunque pese a no estar incluida en las ecuaciones esta variable, sí que influye en la rotura del material. Del mismo modo que en el caso anterior resultaba laborioso encontrar las variables que influyen en la rotura del material, en los modelos desacoplados la obtención de los parámetros que influyen en las ecuaciones constitutivas del material es considerablemente más fácil. No obstante, estos modelos no son aconsejables para el estudio micromecánico del material pues al no ser el daño una de las variable de las ecuaciones, no se produce reblandecimiento del material y la rotura del mismo suele ser espontánea y difícilmente podrá emplearse un modelo de este tipo para predecir el fallo. Debido a las características de los modelos desacoplados, su empleo es altamente aconsejable para el estudio de materiales frágiles y muy desaconsejables para los materiales dúctiles.

Se va a estudiar en el próximo apartado algunos de los modelos numéricos más empleados actualmente. Debido a la inmensidad de modelos existentes, se reduce el análisis a unos pocos, centrándonos en los más habituales.

2.3.2.1 CRITERIO DE TSAI-WU

El criterio Tsai-Wu se aplica para determinar el factor de seguridad de los vaciados ortrópicos compuestos. Este modelo forma parte de los modelos desacoplados y tiene en cuenta la energía de deformación total (la energía distorsión y la energía de dilatación) para predecir errores. Permite distinguir entre las fuerzas de error de compresión y tracción y en la solución que ofrece este modelo se expone una función polinómica que emplea las tensiones para determinar la rotura. Se considera que se inicia del fallo del material cuando el coeficiente de fallo S_f es igual o superior a la unidad.

De manera general este criterio se define por la ecuación:

$$F_i \cdot \sigma_i + F_{ij} \cdot \sigma_i \cdot \sigma_j = 1$$

siendo F_i y F_{ij} dos tensores de orden 2 y 4 respectivamente.

La función polinómica que define este modelo para el caso de una lámina ortótropa trabajando en tensión plana es:

$$S_f = F_1\sigma_{11} + F_2\sigma_{22} + F_{11}\sigma_{11}^2 + F_{22}\sigma_{22}^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22}$$

En este modelo aparecen funciones de rotura F_{ij} en vez de aparecer las propias tensiones de rotura. Aclarar que la dirección 1 hace referencia a la dirección de orientación de la fibra del pliegue mientras que la dirección 2 hace referencia a la dirección transversal de fibra del plano del pliegue.

Los coeficientes F_{ij} del criterio de error Tsai-Wu se relacionan con los parámetros de resistencia del material de la lámina y son determinados experimentalmente.

$$F_1 = \frac{1}{X_T} + \frac{1}{X_C}$$

$$F_{11} = -\frac{1}{X_TX_C}$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_T} + \frac{1}{Y_C}$$

$$F_{22} = -\frac{1}{Y_TY_C}$$

$$F_6 = 0$$

$$F_{66} = \frac{1}{S^2}$$

La ventaja de este modelo es que las funciones de rotura distinguen entre tensiones de tracción y de compresión. Sin embargo, este criterio de error no puede predecir distintos modos de error, incluido el error de fibra, el error de matriz y el error de conexión fibra-matriz.

2.3.2.2 CRITERIO DE TSAI-HILL

Este modelo es muy similar al de Tsai-Wu pero con algunas diferencias. También es un modelo desacoplado.

Este modelo ofrece también en la solución una función polinómica que emplea las tensiones para determinar la rotura. Del mismo modo que antes, cuando el coeficiente de fallo S_f es igual o superior a la unidad, se produce el inicio del fallo del material. Este criterio de rotura es especialmente interesante para materiales anisótropos y puede adaptarse para emplearlo a estados de carga no aplicados en los ejes de ortotropía del elemento estructural.

La función polinómica de este modelo es:

$$S_f = \frac{\sigma_{11}^2}{X^2} - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{S^2}$$

Donde:

$$X = X_T \text{ y } \sigma_{11} > 0$$

$$X = X_C \text{ y } \sigma_{11} < 0$$

$$Y = Y_T \text{ y } \sigma_{22} > 0$$

$$Y = Y_C \text{ y } \sigma_{22} < 0$$

En esta fórmula X es el límite a tracción o compresión (depende de la situación) del laminado en la dirección del material 1, Y es el límite a tracción o compresión del laminado en la dirección del material 2 y S es el límite cortante del laminado. Como punto negativo destacar que este criterio de error no puede predecir distintos modos de error, incluido el error de fibra, el error de matriz y el error de conexión fibra-matriz.

2.3.2.3 CRITERIO DE CHANG-CHANG

Igual que en los casos anteriores, este modelo es desacoplado. La diferencia y la gran ventaja con respecto a los dos modelos previos es que este modelo diferencia entre los modos de rotura que se han visto en apartados anteriores (rotura matriz, fibras y deslaminación) de modo que para cada caso plantea una función polinómica distinta.

➤ *Caso 1: rotura matriz a compresión/tracción:*

- Tracción

La fórmula para el caso de la lámina sometida a tensiones de tracción es

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \text{ donde } \sigma_{22} > 0$$

- Compresión

La fórmula para el caso de la lámina sometida a compresión es:

$$e_m^2 = \frac{1}{4} \left(\frac{-\sigma_{22}}{S_{12}} \right)^2 + \frac{Y_C \sigma_{22}}{4S_{12}^2} - \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \text{ donde } \sigma_{22} < 0$$

En las dos fórmulas anteriores Y_c e Y_T representan las resistencias a compresión y tracción del laminado en la dirección transversal a las fibras y S_{12} representa la resistencia de cizallamiento en el plano de la lámina.

➤ *Caso 2: rotura de las fibras*

La función descriptiva de este modelo es:

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2$$

Donde X_t representa la resistencia en la dirección de las fibras a tracción y S_{12} representa la resistencia de cizallamiento en el plano de la lámina.

➤ *Caso 3: Deslaminación*

La función polinómica es:

$$e_l^2 = \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2$$

Z_T representa la resistencia en dirección transversal a tracción al plano de deslaminación y S_{13} y S_{23} representan fuera del plano de la lámina las resistencias de cizallamiento pero no en el plano de la lámina.

En los anteriores tres casos, el coeficiente e_i se emplea para evaluar el estado de daño del material. Se suele emplear una escala representando 0 un nivel de daño

inexistente, es decir el material aún no ha sufrido daño alguno, y el índice 1 indica que el material ha sido dañado por completo.

Se puede afirmar que hasta llegar al estado $e_i = 1$, el material permanece en estado elástico. Cuando el daño alcanza la unidad $e_i = 1$, en la dirección donde la tensión es más elevada y por tanto más influyente de la causa del fallo, el material sufre una pérdida de sus propiedades mecánicas.

2.3.2.4 CRITERIO DE HASHIN-ROTEM

Igual que en los casos anteriores, este modelo es nuevamente desacoplado. Como curiosidad de este modelo destacar que en un principio se empleaba este modelo para laminados de cinta sometidos a la acción de esfuerzos tractores. El autor de este criterio lo completó para incluir también los fallos del laminado bajo tensiones compresoras.

➤ *Caso 1: rotura fibras cargas compresión*

La fórmula para el estudio del fallo de las fibras bajo cargas de compresión es:

$$\left(\frac{|\sigma_{11}|}{X_c} \right) = 1$$

X_c representa la resistencia en la dirección de las fibras a compresión y $\sigma_{11} < 0$

➤ *Caso 2: rotura fibras cargas tracción*

La ecuación para el estudio de este caso es:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S} \right)^2 = 1$$

X_T representa la resistencia en la dirección de las fibras a tracción y $\sigma_{11} > 0$ y S es la resistencia de cizallamiento

➤ *Caso 3: rotura matriz cargas compresión*

La fórmula para el estudio del fallo de la matriz bajo cargas de compresión es:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{13}}\right)^2 = 1$$

S_{13} y S_{23} representan las resistencias de cizallamiento en las direcciones 13 y 23 y $\sigma_{22} < 0$

➤ *Caso 4: rotura matriz cargas tracción*

En este caso la ecuación que gobierna el criterio de fallo es:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1$$

Y_T representa la resistencia en la dirección de las fibras a tracción y $\sigma_{22} > 0$

Se ha explicado solo algunos de los múltiples modelos numéricos que existen actualmente para predecir el fallo de los materiales. Algunos de estos modelos como por ejemplo el modelo de Chang-Chang tienen en cuenta el daño interno en las propias láminas y ofrecen distintos casos de estudio para determinar el fallo del material. Existen modelos, como el que se empleará en este proyecto, que predicen el fallo empleando unos elementos intermedios como por ejemplo el uso de estructuras cohesivas. Al realizar el mallado del elemento que se quiere estudiar, en este caso la placa, se puede proceder dividiendo el elemento en pequeños nodos. Cuando se genera el fallo del elemento estructural (en este proyecto destacar que el modo de fallo que se estudiará será el fallo por deslaminación) estos nodos procederán a separarse los unos de los otros debido al proceso de deslaminación. Este distanciamiento de los nodos que forman la malla se puede gestionar empleando el modelo correcto que permite predecir con considerable precisión cuando empieza el fallo y como va a progresar en el material el mismo.

2.4 TOLERANCIA AL DAÑO

2.4.1 MODOS DE ROTURA

Dada la alta dificultad que entrañan los materiales compuestos por la presencia de la matriz y las fibras, el fallo del material puede producirse de muchas formas distintas. Se ha visto de modo general los modos de fallo más relevantes y que serán protagonistas en este proyecto. Sin embargo, existen otros modos de fallo también presentes pero que no han sido incluidos en las descripciones anteriores. Para tener una visión más global se pueden dividir los modos de rotura en los materiales compuestos en dos categorías distintas: interlaminares e intralaminares.

Las roturas generadas y que afectan exclusivamente a una sola lámina pertenecen a la categoría de fallos intralaminares como por ejemplo la aparición de grietas en la matriz. Por el contrario, se entienden por fallos interlaminares aquellos que no afectan exclusivamente a una lámina si no que el fallo generado afecta a varias láminas y la grieta o el fallo se propaga a lo largo del laminado.

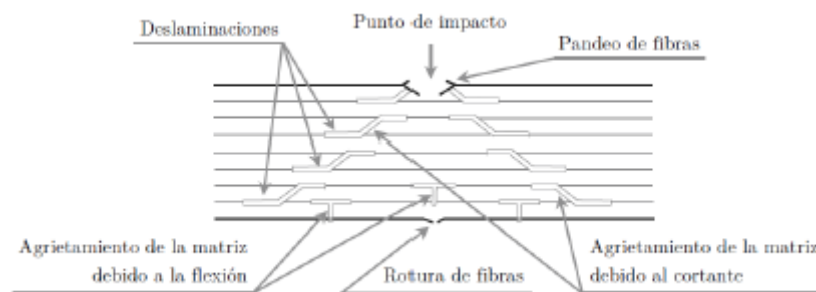


Figura 2.14 Daños generados en un laminado

A grandes rasgos se pueden distinguir tres tipos de daños como se ve en la figura anterior y como se ha especificado anteriormente. Aclarar que en este proyecto sobre todo se centrará el estudio del modo de fallo debido a la deslaminación; aunque el daño debido a la rotura de las fibras y el llamado momento lineal tendrán una notable importancia en los resultados finales.

2.4.2 DETECCION DE FISURAS

Detectar fisuras, aunque parezca algo elemental, es uno de los aspectos más importantes para garantizar la seguridad estructural. La propagación de una fisura que no ha sido detectada puede ocasionar complicaciones que afectan y empeoran las propiedades mecánicas del material llegando a influir en la integridad del mismo. En los últimos tiempos, conocedores de la enorme trascendencia de la detección de fisuras, se ha innovado mucho en este campo y gracias a ello se han desarrollado múltiples procesos de detección cada vez más precisos.

Se pueden dividir estos procesos de detección de fisuras en dos categorías, no destructivas y destructivas. Los procesos de inspección no destructivos suelen ser los que se emplean con mayor frecuencia pues no afectan ni dañan al propio material, con lo que emplear nuevamente tras el ensayo de detección el material es viable con estas técnicas. Las técnicas no destructivas más empleadas son:

- **Detección por ultrasonidos:** su funcionamiento se basa en la propagación de un haz o un conjunto de ondas de alta frecuencia que son introducidos en los materiales para la detección de fallas en la superficie y sub-superficie
- **Detección por rayos X:** este método utiliza radiación ionizante de alta energía que al pasar a través de un material sólido, parte de su energía es atenuada debido a diferencias de espesores, densidad o presencia de discontinuidades

Los ensayos destructivos por su parte son pruebas a las que se someten a los materiales con el fin de comprobar algunas de sus propiedades como la dureza, tenacidad, ductilidad o resistencia mecánica para así poder ver la calidad de dicho material y aplicarlos correctamente. El gran inconveniente que presentan es que afectan la integridad estructural llegando a dejar inutilizable el material. Como ventaja destacar el aspecto económico de este tipo de ensayos, mucho más asequibles que los no destructivos. Los métodos más empleados de ensayos destructivos son los de tracción, impacto y dureza.

Capítulo 3

MODELO NÚMÉRICO

3.1 INTRODUCCIÓN

Sin duda alguna la gran ventaja del empleo de métodos numéricos para el estudio de determinados ensayos reside en el ahorro de tiempo y dinero que ello conlleva. Como se ha especificado en los apartados anteriores, los sectores del automóvil, aeronáutico y recientemente el aeroespacial son extremadamente exigentes y se requieren estructuras con tolerancias casi mínimas. El empleo de ensayos experimentales no siempre es factible dadas las altas restricciones económicas existentes, y la necesidad de adquirir determinados equipos limita enormemente el empleo de estos ensayos.

Una excelente alternativa a este problema son los modelos numéricos. Empleando determinados softwares es posible simular el comportamiento de determinadas estructuras a partir del comportamiento mecánico del material que las compone. El empleo de este tipo de modelos es cada vez más común dentro de determinadas industrias dadas las enormes ventajas que ofrece; como contra destacar que al efectuar todas las simulaciones numéricas basándose en las propiedades mecánicas de los materiales resulta imprescindible disponer con precisión de los datos de los materiales con los que se va a trabajar y este punto no siempre resulta sencillo.

Los estudios del comportamiento de los materiales compuestos cuando son sometidos a impacto se han multiplicado en los últimos tiempos dado el importantísimo papel que juegan estos materiales para asegurar la integridad estructural de los elementos. Muchos de los accidentes más trágicos se produjeron por la propagación de fisuras que finalizaban en un fallo catastrófico de la estructura. Los modelos numéricos deben permitir predecir si bien no todas pues ello resultaría imposible, al menos las situaciones más catastróficas y así poder predecir el comportamiento del material ante fenómenos de impacto y evitar con ello futuras tragedias. Para garantizar que un modelo numérico es óptimo y cumple correctamente con las exigencias establecidas, es necesario validar previamente ese modelo.

En el presente capítulo se va a describir el modelo numérico empleado en este proyecto que permitirá predecir el límite balístico, el área dañada y la velocidad residual del proyectil cuando impacta a diferentes velocidades en trayectoria transversal a nuestra placa del material compuesto que se quiere estudiar. Se explicará también el modelo de materiales empleados tanto para el proyectil como para la placa.

Las simulaciones se han realizado con el programa de elementos finitos ABAQUS desarrollado por la compañía Dassault Systems. Este programa resulta especialmente interesante para realizar cálculos estructurales estáticos tanto lineales como no lineales. También resulta útil para la simulación de elementos dinámicos, es decir en movimiento como por ejemplo los impactos. Permite además el estudio de otra serie de fenómenos como por ejemplo los acoplamientos acústico-estructurales, el análisis de la mecánica de fluidos, piezoeléctricos y otra serie de simulaciones. Por tanto este programa se presenta como una excelente herramienta con multitud de posibilidades, y queda en nuestra mano saber utilizarla correctamente.

Se describirá también como se ha realizado el modelo experimental precisando la geometría de los elementos, las condiciones de contorno, la unión de las distintas láminas y por supuesto el mallado escogido.

3.2 MODELO DE COMPORTAMIENTO PARA LAMINADOS BIDIRECCIONALES

Para predecir el fallo de los laminados carbono/epoxi suelen emplearse distintos modelos basados la gran mayoría de ellos en las propiedades mecánicas del material y el estado tensional del mismo. Todos estos modelos suelen aceptar la hipótesis que el material compuesto con el que se va a trabajar se comporta como un material perfectamente elástico y anisótropo (no tiene las mismas propiedades en todas las direcciones). No obstante, añadir que esa hipótesis es válida únicamente hasta que el material llega al punto de fallo; y dependiendo del modelo que se emplee, el criterio que determina ese momento varía.

En la presente proyecto, para estudiar el comportamiento del material compuesto carbono/epoxi propuesto se ha decidido emplear un modelo basado en la combinación de un modelo incorporado en una subrutina VUMAT a la que se puede acceder empleando la nomenclatura siguiente para referirnos a este material: *ABQ_PLY_FABRIC*.

Se ha optado también por emplear una interacción cohesiva que permitirá reducir el número de cálculos y en definitiva simplificar el estudio pero sin perder precisión en los cálculos. Además otra de las ventajas del modelo empleado es el gran número de modos de fallo que permite contemplar el propio modelo.

Como se ha explicado anteriormente, existen a grandes rasgos dos modos de fallo dignos de estudio en los materiales compuestos, a saber, fallos interlaminares y fallos intralaminares; y por ello el empleo del cohesivo que ya viene implementado en la subrutina resulta muy útil. Por un lado, el cohesivo permite estudiar con garantías la deslaminación del material, es decir el modo de fallo interlaminar. Y por otro lado, el material de la subrutina contempla los fallos de las fibras o de la matriz, es decir los modos de fallo intralaminares. Aunque ya se ha dejado claro que se centrará buena parte de los recursos a la deslaminación.

A continuación se va a explicar detalladamente los dos modelos, el del material y el del cohesivo. El modelo empleado para el proyectil, al ser sumamente trivial y carecer de interés, se explicará brevemente más adelante.

3.2.1 VUMAT PARA EL TEJIDO DEL MATERIAL COMPUESTO

Como se ha especificado brevemente anteriormente, el modelo escogido en este proyecto para el tejido del material compuesto carbono/epoxi motivo de estudio del presente trabajo se ha implementado en ABAQUS empleando una subrutina VUMAT. Incluyendo la nomenclatura *ABQ_PLY_FABRIC* seguido del nombre de este material, se está implementando directamente el modelo de la subrutina para este tejido.

Se ha optado por escoger este modelo pues resulta especialmente apropiado para elementos tipo placa:

- Elementos tipo **SHELL** (S4R y S3R): Discretizan el sólido definiendo la geometría sobre una superficie de referencia, definiéndose el espesor en las propiedades de la sección. Como grados de libertad constan de tres traslaciones y dos/tres giros, dependiendo del tipo de elemento. Como inconveniente destacar que este tipo de elementos no permiten obtener directamente las tensiones transversales. El tejido exterior de este proyecto pertenece a este tipo de elementos.
- Elementos **CONTINUUM SHELL** (SC6R y SC8R): Discretizan el sólido completo en tres dimensiones, con lo cual el espesor viene determinado por la propia geometría. Además solo disponen de grados de libertad en traslaciones. Sin embargo cuentan con una gran ventaja frente a las anteriores, ya que proporcionan estimaciones de las tensiones transversales.

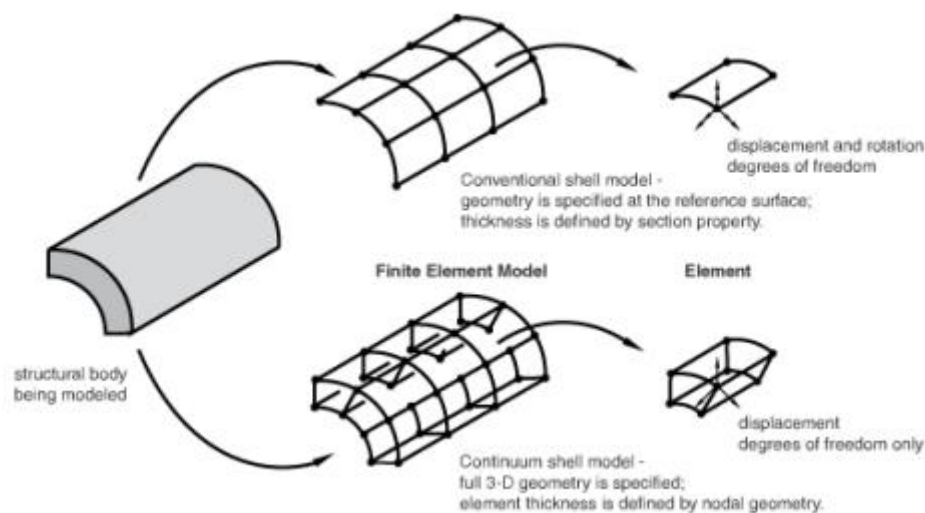


Figura 3.1 Comparación de las opciones para el modelado de laminas

A continuación, se va a mostrar una representación esquemática de la geometría de este tejido. Se asume que las fibras están representadas en la dirección ortogonal.

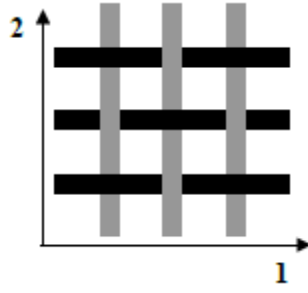


Figura 3.2 Representación esquemática del tejido empleado

Como se observa en la figura anterior, las fibras están orientadas en las direcciones 1 y 2 en un sistema local de coordenadas cartesianas.

En este modelo, la relación tensión-deformación puede formularse empleando nuevamente un sistema local de coordenadas cartesianas en donde los vectores u y v representan las direcciones 1 y 2 de las fibras respectivamente.

Las capas de tejido pueden modelarse como si de un material elástico ortótropo y perfectamente homogéneo se tratase. Debido al agrietamiento tanto de las fibras como de la matriz tras el impacto, puede considerarse que el tejido irá perdiendo poco a poco sus propiedades mecánicas. De la misma forma, y debido a las tensiones de cizallamiento presentes tras el impacto, el material es susceptible de deformarse plásticamente también.

La ecuación que representa todo lo explicado anteriormente y que relaciona deformación con tensión es la siguiente:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12}^{el} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{(1-d_1)E_1} & \frac{-\nu_{12}}{E_1} & 0 \\ \frac{-\nu_{21}}{E_2} & \frac{1}{(1-d_2)E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-d_{12})2G_{12}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix}$$

Se va a continuación a explicar detalladamente la ecuación anterior, pues de ella podrá predecirse el funcionamiento de este tejido. Para ello, se va a separar el estudio en dos partes, en la primera se estudia la respuesta del tejido en las direcciones de las

fibras, y a continuación se estudiará la respuesta del material en la dirección de cizallamiento.

3.2.1.1 COMPORTAMIENTO DEL TEJIDO EN LA DIRECCION DE LAS FIBRAS

Ya se ha especificado que este tejido se comporta como un material elástico ortótropo y homogéneo. Sin embargo, en este modelo se va a incluir un nuevo parámetro además de los típicos ya presentes en el comportamiento elástico de un material; este nuevo parámetro es el llamado *daño de las fibras* y se representa por la letra d_i , donde el subíndice i representa la dirección de las fibras que se ha considerado.

Si se analiza una vez más la ecuación de este modelo, se comprueba que todos los parámetros del tensor de deformaciones vienen multiplicado por el término:

$$\frac{1}{(1 - d_i)}$$

Donde i es nuevamente la dirección sobre la que se está trabajando.

Las variables de daño d_1 y d_2 están asociadas al daño en las fibras en las direcciones 1 y 2 respectivamente; mientras que la variable d_{12} refleja el daño en la matriz debido a las tensiones de cizallamiento. Destacar también que el modelo distingue entre modos de fallo a compresión y a tracción en dirección de las fibras.

Para ello, el modelo “activará” la correspondiente variable de daño dependiendo del tipo de tensión a la que se vea sometida la fibra en la dirección estudiada.

Para aclarar lo explicado en este párrafo, se va a ver como son las ecuaciones de daño para cada dirección.

$$d_1 = d_{1+} \frac{\langle \sigma_{11} \rangle}{|\sigma_{11}|} + d_{1-} \frac{\langle -\sigma_{11} \rangle}{|\sigma_{11}|}$$

$$d_2 = d_{2+} \frac{\langle \sigma_{22} \rangle}{|\sigma_{22}|} + d_{2-} \frac{\langle -\sigma_{22} \rangle}{|\sigma_{22}|}$$

Como se ve en las ecuaciones anteriores, la variable daño para las dos direcciones de las fibras está compuesta por dos sumandos. Cada uno de esos sumandos

se corresponde con los dos tipos de tensiones que pueden generarse en este tejido, tracción o compresión. Dependiendo del tipo de tensión que esté presente en el tejido, se activará uno de los dos sumandos. Recordar el funcionamiento de los paréntesis de Macaulay:

$$\{x\} = \begin{cases} 0, & x < 0 \\ x, & x \geq 0. \end{cases}$$

Cuando se trabaja a tracción, solo se activa el primer sumando puesto que el segundo al ser inferior a 0, se anula. Lo mismo sucede cuando se trabaja a compresión, solo se activa el segundo sumando pues el primero, al ser menor que 0, se anula.

Para que el modelo pueda distinguir entre tensiones de tracción o de compresión, el valor de las constantes elásticas E_1 , E_2 y ν_{12} dependerá del signo de:

$$tr(\varepsilon) = \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22}$$

Cuando el resultado de la ecuación anterior sea inferior a 0, el modelo empleará las constantes compresoras y en caso de ser superior a 0 las tractoras.

La respuesta del tejido en las direcciones de las fibras se caracteriza como se ha visto antes por el daño elástico. En este modelo se puede asumir que la variable daño en la dirección de las fibras se puede definir en función de las tensiones efectivas.

Las ecuaciones que representan lo que se acaba de comentar son las siguientes:

$$d_{1+} = d_{1+}(\tilde{\sigma}_{11})$$

$$d_{2+} = d_{2+}(\tilde{\sigma}_{22})$$

$$d_{1-} = d_{1-}(\tilde{\sigma}_{11})$$

$$d_{2-} = d_{2-}(\tilde{\sigma}_{22})$$

A su vez las tensiones efectivas pueden definirse:

$$\tilde{\sigma}_{1+} = \frac{\langle \sigma_{11} \rangle}{(1 - d_{1+})}$$

$$\tilde{\sigma}_{2+} = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle}{(1 - d_{2+})}$$

$$\tilde{\sigma}_{1-} = \frac{\langle -\sigma_{11} \rangle}{(1 - d_{1+})}$$

$$\tilde{\sigma}_{1+} = \frac{\langle -\sigma_{22} \rangle}{(1 - d_{2-})}$$

En este modelo, para determinar el daño real que padece este tejido en la dirección deseada, hay que considerar dos tensiones: la tensión que se transmite a este tejido σ y que de alguna forma se podría considerar como la tensión “real” transmitida; y por otro lado la tensión existente si el material estuviera intacto y sin dañar en cada incremento, la tensión efectiva $\tilde{\sigma}$. Se va a explicar el término de tensión efectiva. Imaginar dos situaciones distintas, en la primera, este tejido aún no ha sufrido ningún impacto y sus propiedades mecánicas no se han alterado. Cuando este tejido sufre un impacto se va a dañar el tejido en mayor o menor medida dependiendo de la velocidad de impacto, pero se va a dañar y se va a generar un daño en el propio tejido.

Sin embargo, debido a las buenas condiciones mecánicas de este tejido probablemente la tensión en las fibras será elevada. Si ahora a este tejido se le realiza un nuevo impacto a la misma velocidad que el anterior, se va a volver a dañar el tejido generando a su vez un daño aún mayor. Es trivial constatar que la tensión generada en este tejido no va a ser el mismo en los dos casos. Debido al primer impacto, las propiedades mecánicas de este tejido se ven mermadas y por tanto, al recibir el segundo impacto, la tensión real va ser considerablemente inferior a la efectiva (cuando el material está aún sin dañar) pues el material no va a presentar tanta resistencia ante el impacto como en el primer impacto.

Como se ve en las ecuaciones de las tensiones efectivas, cuando el daño presente en la dirección que se quiere estudiar es 0, la tensión efectiva va a ser la misma que la tensión real, algo lógico pues este tejido aún no ha sufrido ningún daño. No obstante a medida que se va generando daño en este tejido, el parámetro d_i va a ir incrementándose poco a poco, por tanto el denominador de la ecuación que representa la tensión real irá disminuyendo poco a poco debido a la pérdida progresiva de propiedades mecánicas del material.

Esa es la idea que debe tenerse clara en todo momento y motivo de estudio de este proyecto. La tensión a la que realmente va a verse sometido este tejido va a ser la tensión aplicada pero condicionada por el daño ya presente en la placa.

Para simplificar las expresiones, de aquí en adelante se emplea el subíndice α para indicar la dirección sobre la que se va a trabajar y distinguir entre tracción y compresión. Por tanto las cuatro ecuaciones anteriores que describían la tensión efectiva pueden reescribirse así:

$$d_{\alpha} = d_{\alpha}(\tilde{\sigma}_{\alpha})$$

En el estudio del fallo en la dirección de las fibras se debe distinguir entre dos situaciones: iniciación del daño y evolución del daño. El modelo emplea ecuaciones distintas distinguiendo si el daño en las fibras se ha iniciado o si por el contrario la fibra aún está sin dañar.

A. Iniciación del daño

Con la inclusión del nuevo parámetro daño definido como d_i , aparece también una nueva función llamada función de activación del daño F_{α} que determina el punto y el momento en el que se inicia el daño en las fibras.

En cualquier momento dado el dominio elástico puede definirse en términos de la función anterior como:

$$F_{\alpha} = \phi_{\alpha} - r_{\alpha} \leq 0$$

Se va a explicar cada uno de los términos de la ecuación anterior y aclarar que representa exactamente esta nueva función F_{α} .

La función ϕ_{α} establece un criterio para el fallo de las fibras y que puede definirse con la expresión:

$$\phi_{\alpha} = \frac{\tilde{\sigma}_{\alpha}}{X_{\alpha}}$$

Una vez más en esta última ecuación el término α diferencia entre la dirección sobre la que se va a trabajar y distinguir entre tracción y compresión (1+, 1-, 2+, 2-). El término del numerador $\tilde{\sigma}_{\alpha}$ representa la ya explicada con anterioridad tensión efectiva

cuyas ecuaciones ya han sido especificadas previamente. El término del denominador X_α es no obstante nuevo y representa la resistencia de las fibras distinguiendo nuevamente entre tracción/compresión y dirección 1 y dirección 2.

Por otro lado, el término r_α representa el umbral de daño y se le asigna inicialmente el valor de uno. Puede definirse con la expresión:

$$r_\alpha = \max_{\tau \leq t} \phi_\alpha(\tau)$$

Se considera que el fallo de las fibras se inicia cuando el término $\phi_\alpha = 1$, es decir cuando la tensión efectiva en las fibras en la dirección estudiada, alcanza el valor de la resistencia de las fibras. Cuando la tensión efectiva es inferior a la resistencia de las fibras, el término anterior es inferior a la unidad y el daño aún no ha llegado al punto de activación. Este término sirve solo para determinar el punto de activación del daño. En el momento en el que se produce el fallo de las fibras, el daño inducido va a ir aumentando progresivamente.

A medida que se avanza en la simulación, el daño en las fibras va a ir aumentando hasta alcanzar un valor máximo justo en el instante antes en el que el daño será igual a la unidad, momento en el que las fibras estarán completamente dañadas.

La función de activación del daño compara los dos términos anteriores ϕ_α y r_α y por la propia definición de la misma, resulta sencillo comprobar que en los instantes iniciales, antes de que aparezca el fallo en las fibras, será igual a cero. Una vez que el fallo en las fibras aparece y se activa la función, al ir aumentando progresivamente el término r_α , el resultado de la función será negativo.

Aunque no resulta trascendente, apuntar como nota informativa que los umbrales del daño obedecen las condiciones complementarias Karush-Kuhn-Tucker. Estas condiciones son condiciones necesarias y suficientes para que la solución de un problema de programación matemática (en este caso el estudio del fallo de las fibras) sea óptima. Las condiciones que cumplen este criterio son:

$$F_\alpha \leq 0$$

$$r_\alpha \geq 0$$

$$\dot{r}_\alpha F_\alpha = 0$$

La condición de consistencia será:

$$\dot{r}_\alpha \dot{F}_\alpha = 0$$

Como se ha visto anteriormente la función de activación del daño será siempre inferior o igual a cero. A su vez, el umbral del daño irá aumentando paulatinamente a medida que el daño en la fibra va aumentando, por tanto su derivada temporal será siempre igual o mayor que 0. Para explicar la relación

$$\dot{r}_\alpha F_\alpha = 0$$

que imaginar que la función \emptyset_α es una función cualquiera que va dibuja una curva de manera aleatoria. Dada la definición de r_α que representa el valor máximo de \emptyset_α , es trivial constatar que dibujara una curva creciente para después permanecer constante una vez alcanzado el valor máximo de \emptyset_α . Así pues su derivada dibujara una curva de valor constante al inicio, para después anularse siendo r_α constante. Como

$$F_\alpha = \emptyset_\alpha - r_\alpha$$

en los tramos en los que \dot{r}_α sea constante, F_α será nulo y en los tramos en los que F_α sea inferior a 0, \dot{r}_α será nulo. De modo que el producto $\dot{r}_\alpha F_\alpha$ será siempre nulo.

Destacar también que todas las ecuaciones vistas en este apartado no solo son válidas para el estudio de esfuerzos compresores y tractores por separado, sino que también permiten estudiar la respuesta de las fibras ante un cambio en el sentido de los esfuerzos; tanto de tracción a compresión como al revés. Por ejemplo, los daños generados a compresión suelen empeorar sus consecuencias si se invierte la carga de compresión a tracción. Por el otro lado, las fisuras generadas a tracción se pueden corregir si se someten a continuación a esfuerzos compresores y sus efectos quedan disipados también.

B. Evolución del daño

Como se ha aclarado anteriormente, hay que distinguir entre el momento en el que se inicia el daño en las fibras y la evolución del mismo. Las ecuaciones que plantea

el modelo para estas dos situaciones no son las mismas y resulta pues de vital importancia para la correcta comprensión de este proyecto tener bien claro este concepto. Como se ha visto anteriormente para la iniciación del daño, prácticamente todos los nuevos parámetros de este modelo dependen o de alguna forma están relacionados con la nueva variable daño incluida en este proyecto.

A su vez, para la evolución del daño, esta nueva variable daño va a depender de la función r_α que representaba la función umbral de daño, y de un nuevo término que se va a incluir ahora y que se llamará energía de fractura G_f^α por unidad de área y bajo cargas unidireccionales tractoras o compresoras.

La ecuación de la evolución del daño de las fibras de este tejido va a garantizar que el daño aumenta paulatinamente, lo cual es se corresponde con lo esperado y garantiza la validez del modelo por ahora. Se garantiza también que la cantidad correcta de energía se disipa cuando la lámina está sometida a esfuerzos en una dirección a lo largo de las fibras.

En definitiva, la evolución del daño del tejido puede representarse por la siguiente ecuación:

$$d_\alpha = 1 - \frac{1}{r_\alpha} \exp(-A_\alpha(r_\alpha - 1))$$

Donde r_α es la función umbral de daño vista anteriormente y A_α es una constante definida por:

$$A_\alpha = \frac{2g_0^\alpha L_c}{G_f^\alpha - g_0^\alpha L_c}$$

Donde L_c representa la longitud característica de la placa; G_f^α es la energía de fractura por unidad de área bajo esfuerzos tractores o compresores y finalmente g_0^α es la densidad de energía elástica por unidad de volumen en el punto de iniciación del daño y definida por la ecuación:

$$g_0^\alpha = \frac{X_\alpha^2}{2E_\alpha}$$

Como se ha especificado anteriormente, la ecuación de la evolución del daño de las fibras de este tejido va a garantizar que el daño aumenta paulatinamente, lo cual es se corresponde con lo esperado y garantiza la validez del modelo por ahora. Se garantiza también que la cantidad correcta de energía se disipa cuando la lámina está sometida a esfuerzos en una dirección a lo largo de las fibras.

En definitiva:

$$\dot{d}_\alpha \geq 0$$

Por poner un ejemplo, cuando este tejido está sometido a esfuerzos tractores en la dirección 1 de las fibras, la energía disipada por unidad de área será la energía de fractura determinada por el término G_f^{1+} .

Para garantizar que se disipa la cantidad de energía correcta y que el daño va a aumentando paulatinamente es necesario que el término $\exp(-A_\alpha(r_\alpha - 1))$ vaya disminuyendo para que el daño vaya aumentando. Para garantizar esta condición es necesario que el parámetro $A_\alpha \geq 0$. Es decir,

$$G_f^\alpha - g_0^\alpha L_c \geq 0$$

Despejando de esta ecuación la longitud se obtiene que:

$$L_c < L_{max} = \frac{G_f^\alpha}{g_0^\alpha}$$

Esta última ecuación impone una restricción en la longitud característica máxima que podemos emplear en el elemento, en este caso la plaquita, para garantizar que se disipa la cantidad correcta de energía durante el fallo del tejido. Si por cualquier razón la longitud característica del elemento en el mallado de elementos finitos es mayor que L_{max} , la simulación estará sobre dimensionando la cantidad de energía disipada y los resultados obtenidos no se corresponderán con la realidad.

3.2.1.2 COMPORTAMIENTO DEL TEJIDO EN LA DIRECCION DE CIZALLAMIENTO

Como se ha mencionado anteriormente, el comportamiento del tejido en la dirección de cizallamiento está influido por el comportamiento no lineal de la matriz. En este caso se debe distinguir entre dominio elástico y dominio plástico debido a la degradación y la propagación de la fisura en la matriz.

Al igual que en el caso anterior, hay que distinguir entre iniciación del daño y evolución del daño, pero esta vez también hay que considerar si el material ha plastificado o no.

Dependiendo de la magnitud de las tensiones inducidas, el material puede hallarse en dominio plástico o elástico. Para distinguir correctamente entre ambas situaciones, la subrutina emplea la siguiente ecuación de rendimiento:

$$F = |\widetilde{\sigma}_{12}| - \widetilde{\sigma}_0(\varepsilon^{pl}) \leq 0$$

En caso que la tensión efectiva (tensión cuando la placa no está dañada) sea inferior a la tensión calculada empleando la ecuación de endurecimiento, el material no se halla en dominio plástico y por consiguiente la ecuación que define la relación entre tensión efectiva y real es la misma que se ha estado estudiando en los apartados anteriores:

$$\widetilde{\sigma}_{12} = \frac{\sigma_{12}}{(1 - d_{12})}$$

Sin embargo, si la tensión efectiva es superior a la tensión calculada empleando la función de endurecimiento, el material plastifica y se halla en dominio plástico. En este caso se emplea la ecuación de endurecimiento siguiente:

$$\widetilde{\sigma}_0(\varepsilon^{pl}) = \widetilde{\sigma}_{y0} + C(\bar{\varepsilon}^{pl})$$

Es por tanto muy importante para el caso de la dirección de cizallamiento el comprobar previamente si se está trabajando en dominio elástico o plástico.

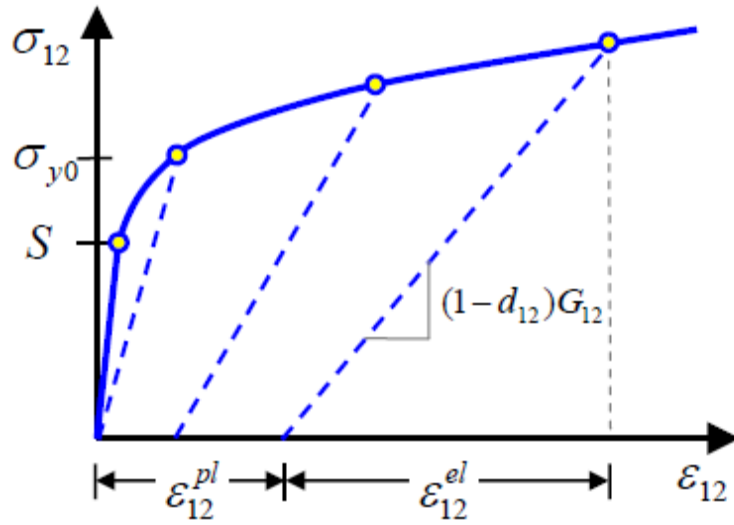


Figura 3.3 Representación esquemática de la típica respuesta de cizallamiento de un material compuesto

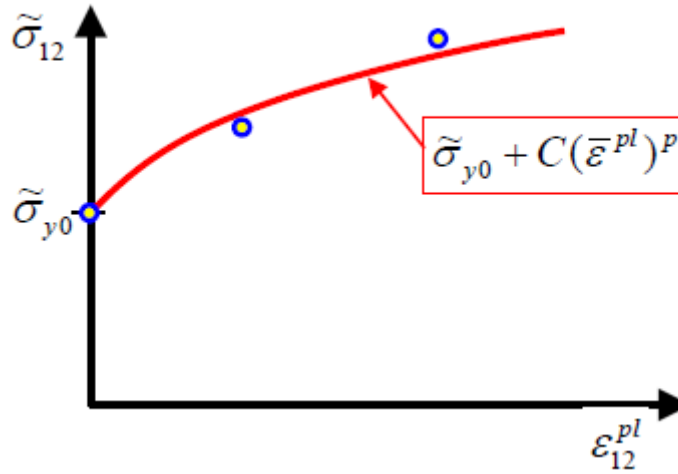


Figura 3.4 Curva de endurecimiento característica de un material compuesto

Como apunte informativo destacar que la regla de flujo sigue la expresión:

$$\dot{\epsilon}_{12}^{pl} = \overline{\epsilon}_{12}^{pl} \frac{\partial F}{\partial \tilde{\sigma}_{12}} = \overline{\epsilon}_{12}^{pl} \text{sign}(\tilde{\sigma}_{12})$$

A su vez la evolución del trabajo plástico puede terminarse a partir de la ecuación:

$$\dot{U}^{pl} = \sigma_{12} \dot{\epsilon}_{12}^{pl} = (1 - d_{12}) \tilde{\sigma}_0 \overline{\epsilon}_{12}^{pl}$$

A. Iniciación del daño

Se define una vez más la función de iniciación del daño F_{12} :

$$F_{12} = \emptyset_{12} - r_{12} \leq 0$$

Aquí no se emplea el subíndice α , pues siempre se trabaja en la misma dirección.

La función \emptyset_{12} establece el criterio para el inicio del daño en la dirección de cizallamiento de la matriz y al igual que en el caso anterior se determina con la siguiente formula:

$$\emptyset_{12} = \frac{\tilde{\sigma}_{12}}{S}$$

Donde S es la resistencia de cizallamiento de la matriz y $\tilde{\sigma}_{12}$ es la tensión de cizallamiento efectiva que se calcula con las expresiones especificadas previamente distinguiendo entre dominio elástico y plástico

Como se ve, se está siguiendo el mismo procedimiento para determinar el fallo del tejido en la dirección de cizallamiento que en las direcciones 1 y 2.

Del mismo modo, el umbral de daño r_{12} se iguala a uno inicialmente y una vez que se inicia el daño $\emptyset_{12} = 1$.

B. Evolución del daño

Igual que para las direcciones 1 y 2 de las fibras, es importante estudiar la evolución del daño una vez se inicia el mismo-

Del mismo modo, el umbral de daño r_{12} se iguala a uno inicialmente y una vez que se inicia el daño $\emptyset_{12} = 1$, el umbral de daño va aumentando del mismo modo que se incrementa el daño:

$$r_{12} = \max_{\tau \leq t} \emptyset_{12}(\tau)$$

Para finalizar, basándonos en la ecuación [1], se puede asumir que el daño de cizallamiento aumenta con el logaritmo de la función umbral de daño hasta que alcanza un valor máximo d_{12}^{max} :

$$d_{12} = \min(\alpha_{12} \ln(r_{12}), d_{12}^{max})$$

Donde $d_{12}^{max} \leq 1$ pues cuando se alcanza la unidad significa la rotura completa del tejido; y $\alpha_{12} > 0$.

3.2.1.3 ELIMINACIÓN ELEMENTOS

Se va a explicar brevemente el mecanismo que se va a emplear en este proyecto para considerar que un elemento del tejido está completamente dañado y por tanto puede eliminarse.

La subrutina empleada establece dos criterios distintos para eliminar un elemento del tejido:

- i. El elemento se elimina cuando el daño en la dirección de compresión o de tracción en la dirección de las fibras alcanza el valor máximo especificado anteriormente, es decir, cuando $d_1 = d_{max}$ o $d_2 = d_{max}$. Este valor máximo puede escogerse en el programa de elementos finitos y si bien lo más normal es escoger un umbral de daño igual a la unidad, en este proyecto para evitar ser tan restrictivos, se escoge 0.9999. Pero reiterar que se podría haber escogido cualquier otro umbral. Se elimina también un elemento, siguiendo el mismo criterio pero con las deformaciones, es decir cuando $\bar{\epsilon}^{pl} = \bar{\epsilon}_{max}^{pl}$.
- ii. Un elemento se elimina cuando el daño en la dirección de compresión y de tracción en la dirección de las fibras alcanza el valor máximo especificado previamente, es decir, cuando $d_1 = d_2 = d_{max}$. Se elimina también un elemento, siguiendo el mismo criterio pero con las deformaciones, es decir cuando $\bar{\epsilon}^{pl} = \bar{\epsilon}_{max}^{pl}$.

En este proyecto se emplea el primer criterio.

3.2.2 DESCRIPCIÓN MODELO PARA EL COHESIVO DEL TEJIDO

Para poder simular con exactitud el comportamiento del tejido y evitar así que los resultados se alejen de la realidad, no solo basta con especificar el comportamiento de las distintas láminas que forman el laminado, sino que también hay que predecir el comportamiento de las capas que unen todos y cada uno de los laminados. Para conseguir el objetivo anterior se va a emplear en este proyecto el uso de un elemento de unión de gran utilidad llamado cohesivo.

ABAQUS ofrece una amplia gama de elementos cohesivos que permiten modelar el comportamiento entre otros las capas de unión, distintas interfaces en los compuestos, y otra serie de situaciones donde la integridad y comportamiento de las interfaces pueda suponer algún interés.

Los elementos cohesivos se emplean ampliamente para modelar adhesivos e interfaces de unión entre otros. La respuesta constitutiva del elemento cohesivo depende del tipo de aplicación que se le va a otorgar y se basa generalmente en los estados de tensión y deformación que va a tener que soportar el cohesivo.

La naturaleza de la respuesta constitutiva mecánica puede clasificarse de la siguiente manera:

- Descripción continua del material
- Tracción- Separación
- Tensión uniaxial

En este proyecto, se va a emplear un cohesivo basándonos en una respuesta de tracción-separación.

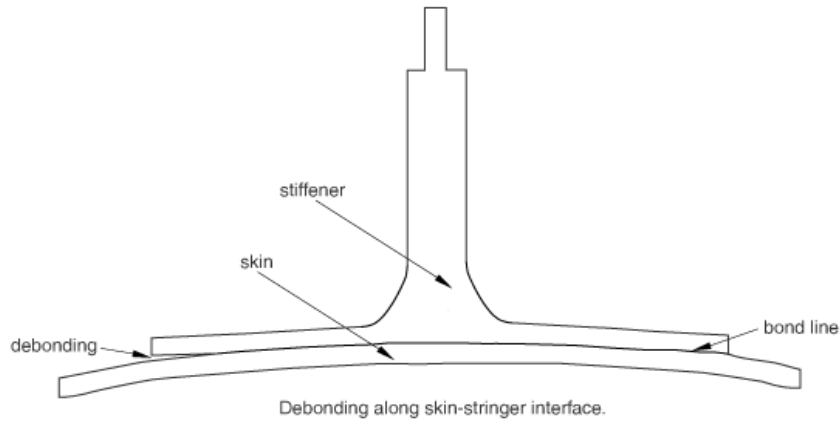


Figura 3.5 Típica situación para un modelo de tracción-separación

En estos modelos, los elementos cohesivos permiten modelar la carga inicial, la iniciación del daño, y la evolución del mismo que conduce al fallo en las zonas de unión. El comportamiento de la interfaz antes del daño se describe a menudo como elástico-lineal en términos de rigidez y empeora las propiedades mecánicas bajo la acción de tensiones de tracción o de cizallamiento, no así de compresión.

En los problemas tridimensionales, el modelo de tracción-separación considera tres componentes de separación a saber: una normal a la interfaz, y las otras dos paralelas a la misma.

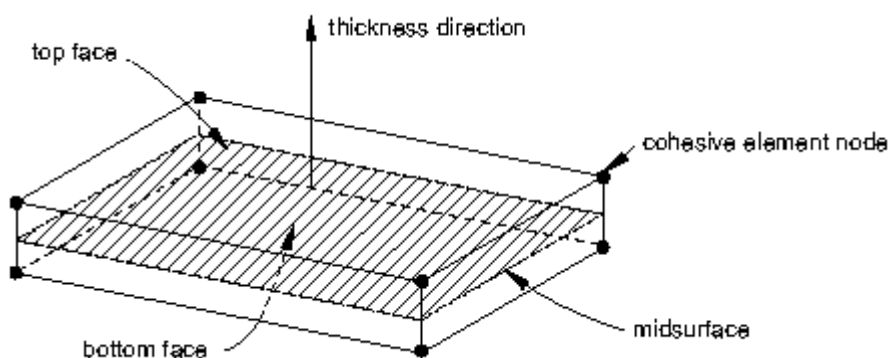


Figura 3.6 Representación espacial de un elemento cohesivo en tres dimensiones

Cuando se generan tensiones debido a un impacto por ejemplo y se incide sobre una lámina entre dos cuerpos, es lógico pensar que la propia lámina va a generar nuevas tensiones y va a incidir en el comportamiento del elemento. Los elementos cohesivos

no obstante no generan tensión adicional alguna por lo que no varían ni influyen en los resultados.

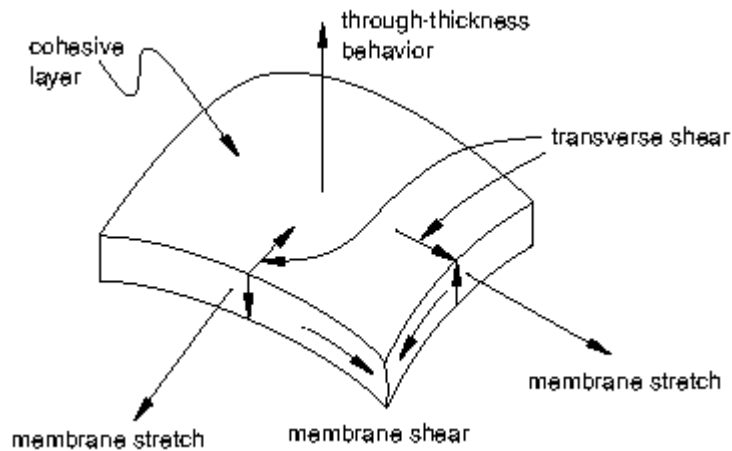


Figura 3.7 Modos de deformación de un elemento cohesivo

Para estudiar el comportamiento del cohesivo, hay que distinguir una vez más entre iniciación del daño y evolución del daño. A continuación, se explican ambas fases aclarando la evolución de las mismas.

3.2.2.1 COMPORTAMIENTO ELÁSTICO-LINEAL TRACCIÓN-SEPARACIÓN

El modelo que se va a emplear para la simulación del comportamiento del cohesivo asume un comportamiento elástico lineal inicial, seguido por la iniciación del daño y posteriormente la evolución del daño.

El comportamiento elástico-lineal se puede escribir matricialmente con una ecuación que relaciona las tensiones nominales con las deformaciones nominales en la interfaz. Las tensiones nominales se pueden expresar a partir de la sencilla expresión de fuerza entre el área en cada punto de integración; mientras que las deformaciones nominales son los desplazamientos divididos por el espesor original en cada punto de integración.

El vector de tensiones nominales \mathbf{t} está compuesto por tres componentes t_n , t_s y t_t que representan las tensiones en la dirección normal y las dos tensiones en las direcciones de cizallamiento respectivamente. Los desplazamientos correspondientes

son análogamente δ_n, δ_s y δ_t . Si se llama T_o el espesor inicial del elemento cohesivo, las deformaciones nominales pueden reescribirse como:

$$\varepsilon_n = \frac{\delta_n}{T_o}$$

$$\varepsilon_s = \frac{\delta_s}{T_o}$$

$$\varepsilon_t = \frac{\delta_t}{T_o}$$

El comportamiento elástico puede expresarse matricialmente como:

$$t = \begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & K_{ns} & K_{nt} \\ K_{ns} & K_{ss} & K_{st} \\ K_{nt} & K_{st} & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_n \\ \varepsilon_s \\ \varepsilon_t \end{Bmatrix} = K \varepsilon$$

La evolución de las tensiones nominales a lo largo del tiempo en este modelo puede expresarse empleando las ecuaciones:

$$t_n(t) = t_n^0(t) + \int_0^t \dot{k}_R(s) t_n^0(t-s) ds$$

$$t_s(t) = t_s^0(t) + \int_0^t \dot{g}_R(s) t_n^0(t-s) ds$$

$$t_t(t) = t_t^0(t) + \int_0^t \dot{g}_R(s) t_n^0(t-s) ds$$

Para propósito informativo aclarar que $t_n^0(t), t_s^0(t)$ y $t_t^0(t)$ son las tensiones nominales instantáneas en un momento t y las funciones $\dot{g}_R(s)$ y $\dot{k}_R(s)$ representan los módulos de relajación adimensional de cizallamiento y normal respectivamente. Gráficamente y para facilitar la comprensión de lo explicado anteriormente, se puede modelar la respuesta del modelo tracción-separación como:

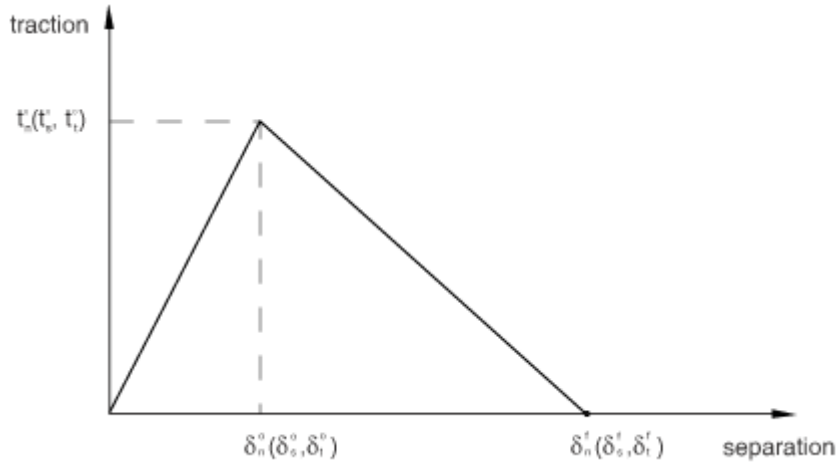


Figura 3.8 Respuesta típica de un modelo tracción-separación

Como se observa en la gráfica anterior, inicialmente el comportamiento del cohesivo es lineal. Sin embargo, una vez que el daño se inicia, el comportamiento del cohesivo es el que describe la gráfica anterior.

3.2.2.2 INICIACIÓN DEL DAÑO

Se entiende por iniciación del daño el momento en el que se inicia la degradación de las propiedades del cohesivo y por tanto existe una degradación también en la respuesta del mismo.

El proceso de degradación se inicia cuando la tensión o la deformación satisfacen el criterio de iniciación del daño que se escoge en el modelo.

En este proyecto se va a emplear el criterio cuadrático para la iniciación del daño, basado en tensiones. La ecuación que rige este criterio es la siguiente:

$$\left\{ \frac{t_n}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1$$

El criterio escogido emplea lógicamente términos cuadráticos como se puede observar en la ecuación anterior. Aclarar que t_n^0 , t_s^0 y t_t^0 representan los valores de las tensiones nominales cuando la deformación se produce en un plano normal a la interfaz o en una de las dos direcciones de cizallamiento respectivamente. Explicar que el

término entre $\langle \rangle$, empleado en las ecuaciones representa los paréntesis de Macaulay y significa que un estado puramente compresivo o tractor, no se inicia el daño.

3.2.2.3 EVOLUCIÓN DEL DAÑO

La evolución del daño describe la evolución de las propiedades mecánicas del material una vez que el daño se inicia. Al igual que con el tejido, se emplea el parámetro D que representa el daño acumulado del cohesivo. Inicialmente es igual a 0, es decir, el cohesivo no ha sufrido daño alguno; y cuando el material está completamente dañado, D es igual a la unidad.

La evolución de las componentes de la tensión vistas en los apartados anteriores, se rigen por las ecuaciones:

$$t_n = \begin{cases} (1-D)\bar{t}_n, & \bar{t}_n \geq 0 \\ \bar{t}_n & \end{cases}$$

$$t_s = (1-D)\bar{t}_s,$$

$$t_t = (1-D)\bar{t}_t,$$

Donde $\bar{t}_n, \bar{t}_s, \bar{t}_t$ son las tensiones predichas por el comportamiento elástico-lineal para el estado actual de deformación sin daño.

Para describir la evolución del daño bajo la combinación de deformaciones en las direcciones de cizallamiento y normal a la interfaz, es interesante incluir un nuevo término llamado desplazamiento efectivo y definido por:

$$\delta_m = \sqrt{\langle \delta_n \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2}$$

Los modos mixtos de los campos de deformación en la zona del cohesivo permiten cuantificar la proporción relativa de deformaciones en la dirección normal y las direcciones de cizallamiento. En este proyecto se va a emplear el modo energía en vez del modo tracción. Para explicar este método, se introducen tres nuevas variables a saber G_n, G_s y G_t que representan el trabajo realizado en la dirección normal y las dos direcciones de cizallamiento.

Se define también la nueva variable:

$$G_T = G_n + G_s + G_t.$$

Las definiciones de la mezcla del modo energía son las siguientes:

$$m_1 = \frac{G_n}{G_T}$$

$$m_2 = \frac{G_s}{G_T}$$

$$m_3 = \frac{G_t}{G_T}$$

Es también de gran utilidad definir otro parámetro para determinar la proporción de trabajo realizado por las tensiones de cizallamiento y el correspondiente desplazamiento:

$$G_S = G_s + G_t$$

Informar que hay dos componentes que definen la evolución del daño. El primero de ellos involucra o bien el desplazamiento efectivo cuando se llega al punto total de rotura, δ_m^f , y el desplazamiento efectivo cuando se inicia el daño δ_m^o ; o bien la energía disipada debido a la fractura G^c . El segundo componente que define la evolución del daño es la especificación de la naturaleza de la evolución de la variable daño D entre la iniciación del daño y la finalización del mismo.

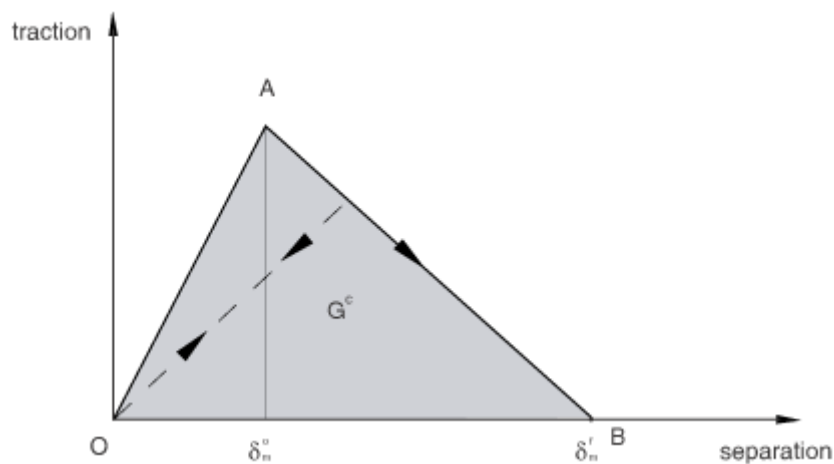


Figura 3.9 Evolución daño lineal

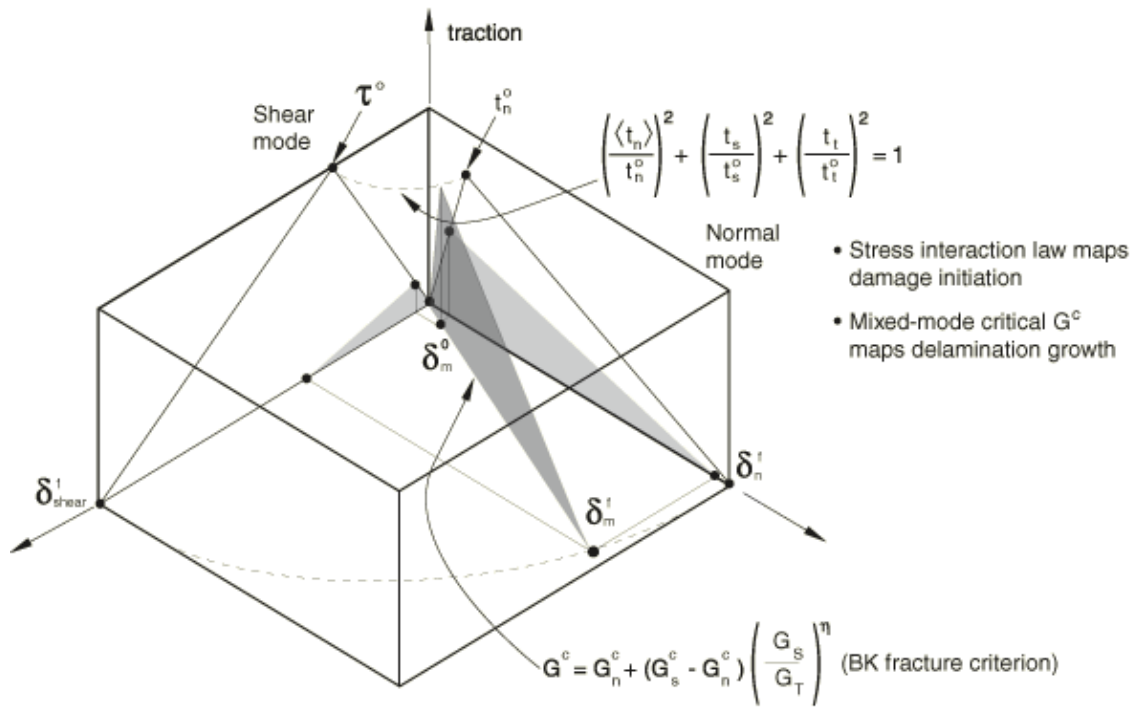


Figura 3.10 Ilustración de la respuesta de modo mixto en los elementos cohesivos

Las figuras anteriores muestran la tensión en el eje vertical y las magnitudes de los desplazamientos en dirección normal y direcciones de cizallamiento. Los triángulos no sombreados en los dos planos verticales representan la respuesta del material bajo tensiones normales y tensiones de cizallamiento respectivamente. Todos los planos verticales intermedios (que contienen el eje vertical) representan el daño bajo la acción de condiciones mixtas con diferentes modos mixtos.

La evolución del daño basado en la energía permite cuantificar la cantidad de energía disipada durante el proceso del dañado; a esta cantidad de energía también se la suele llamar *energía de fractura*. La energía de fractura se considera que es igual al área bajo la curva de tracción-separación vista en la Figura 3.10. Dependiendo del criterio que se escoja, se emplearan unas ecuaciones u otras y los criterios para calcular la energía de fractura variaran.

En este proyecto se ha optado por escoger el criterio de fractura Benzeggagh-Kenane (BK). Este criterio es particularmente útil cuando la energía crítica de fractura durante el proceso de dañado es idéntica en las dos direcciones de cizallamiento, es decir, $G_s^c = G_t^c$.

La ecuación que emplea este criterio es:

$$G_n^C + (G_s^C - G_n^C) \left\{ \frac{G_s}{G_T} \right\}^\eta = G_C$$

Donde $G_S = G_s + G_t$, $G_T = G_n + G_S$ y η es una propiedad del material.

En un modelo basado en la energía como el de este proyecto, G^C debe ser definido como en función de $(m_2 + m_3)$ y de $m_3/(m_2 + m_3)$.

La cantidad $(m_2 + m_3) = G_s/G_T$ da una medida de la proporción de la deformación de cizallamiento; mientras que $m_3/(m_2 + m_3) = G_t/G_s$ da una medida de la proporción de la deformación en la dirección 2 de cizallamiento.

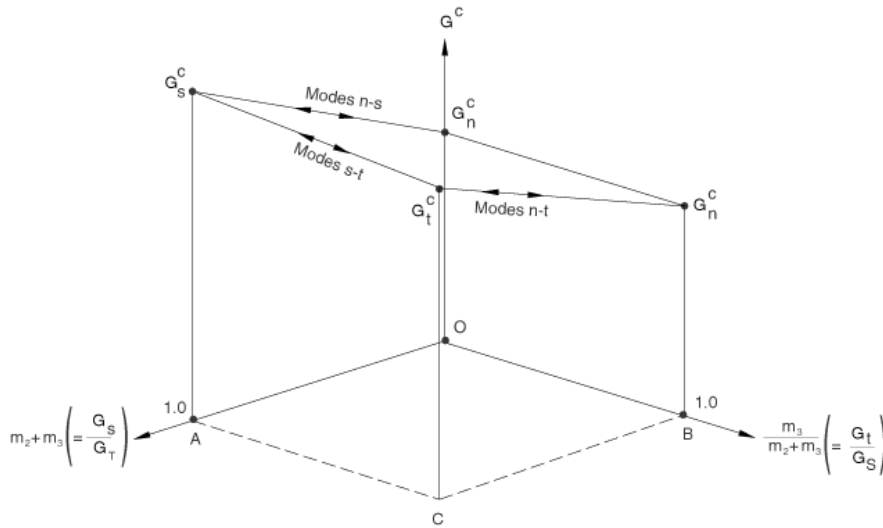


Figura 3.11 Energía de fractura como función de la mezcla de modos

En la figura anterior se pueden ver los casos más extremos por ejemplo, los modos de deformación normal pura o de deformaciones puras en las direcciones 1 y 2 de cizallamiento se definen con G_n^C , G_s^C y G_t^C respectivamente. Las líneas llamadas “modo n-s”, “modo n-t” y “modo s-t” muestran la transición entre los distintos estados deformación normal pura-deformación pura en dirección uno cizallamiento, deformación normal pura-deformación pura en dirección uno cizallamiento y deformación pura en dirección uno cizallamiento- deformación pura en dirección dos cizallamiento respectivamente.

3.2.2.4 ELIMINACIÓN ELEMENTOS

Teniendo en cuenta la curva de daño del cohesivo, se sabe que el daño del cohesivo en cualquier dirección es inicialmente 0 hasta que se alcanza la tensión necesaria para iniciar el daño del cohesivo. Una vez alcanzada esta tensión, el daño del cohesivo va aumentando progresivamente a medida que disminuye la tensión en el propio cohesivo. Se considera que un elemento está completamente dañado cuando el valor del daño para ese elemento alcanza la unidad.

No obstante en este proyecto se ha optado por considerar que los elementos están completamente dañados y por tanto pueden ser eliminados cuando el valor de la variable daño del elemento alcanza el valor 0,95.

3.3 DESCRIPCIÓN MODELO DEL MATERIAL

A continuación, se va a desarrollar la descripción de los modelos de material que se han empleado en la configuración de la esfera de impacto y de la placa, distinguiendo entre el cohesivo y el modelo de fibra de carbono, motivo de estudio en este proyecto.

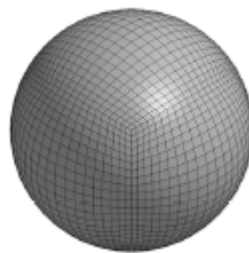


Figura 3.12 Modelo de proyectil empleado

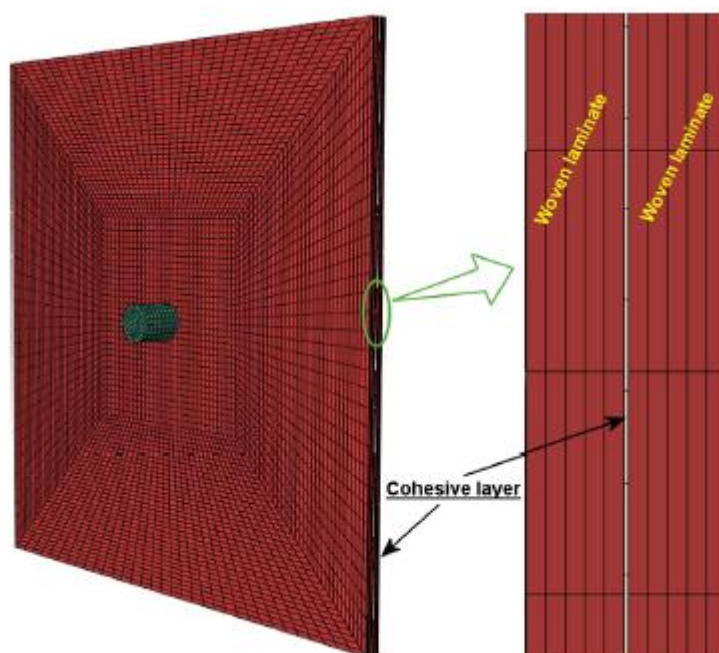


Figura 3.13 Modelo de placa empleado

3.3.1.1 ESFERA

El material empleado para la composición de la esfera es el acero. En otros ensayos experimentales de características similares al de este proyecto se ha observado que, tras el impacto del proyectil con la placa, siempre dentro del rango de velocidades estipulado, no se produce deformación plástica en este proyectil. Por lo tanto, dado el comportamiento elástico de la esfera durante las simulaciones, se ha decidido elegir en ABAQUS que el comportamiento del proyectil será elástico-lineal.

Dada la simpleza del modelo de material de la esfera (elástico-lineal) y teniendo en cuenta que en ningún momento este proyecto está enfocado al estudio de la esfera, se ha optado también por incluir como únicos parámetros para la descripción del acero del proyectil la densidad, el coeficiente de Poisson y el módulo de Young.

Propiedad	Símbolo	Valor
Densidad	ρ	7850 kg/m ³
Módulo de Young	E	210 GPa
Coeficiente de Poisson	ν	0.3

Tabla 3.1 Propiedades del acero empleadas

Al trabajar ABAQUS sin unidades, hay que tener especial precaución al introducir todos los parámetros pues el valor de los resultados podría no ser el esperado debido a la incorrecta elección de las unidades.

Para hacer más sencillo el análisis de los resultados una vez concluidas las simulaciones, se va a optar por trabajar con milímetros, toneladas y segundos para así obtener los valores de las simulaciones en MPa y el área dañada en mm².

3.3.1.2 FIBRA DE CARBONO

Para activar el modelo de material que se va a emplear en este proyecto, hay que emplear la nomenclatura ABQ_PLY_FABRIC. Se va a especificar una sinopsis de la interfaz empleada para aclarar el empleo de las propiedades utilizadas. El número de soluciones de variables dependientes se establece que es 16.

```
*MATERIAL, NAME= ABQ_PLY_FABRIC
*DENSITY
   $\rho$ 
*USER MATERIAL, CONSTANTS=40
** Line 1:
   $E_{1+}$ ,  $E_{2+}$ ,  $\nu_{12+}$ ,  $G_{12}$ ,  $E_{1-}$ ,  $E_{2-}$ ,  $\nu_{12-}$ 
** Line 2:
   $X_{1+}$ ,  $X_{1-}$ ,  $X_{2+}$ ,  $X_{2-}$ ,  $S$ 
** Line 3:
   $G_f^{1+}$ ,  $G_f^{1-}$ ,  $G_f^{2+}$ ,  $G_f^{2-}$ ,  $\alpha_{12}$ ,  $d_{12}^{max}$ 
** Line 4:
   $\tilde{\sigma}_{y0}$ ,  $C$ ,  $p$ 
** Line 5:
  lDelFlag,  $d_{max}$ ,  $\bar{\varepsilon}_{max}^p$ ,  $\hat{\varepsilon}_{max}$ ,  $\hat{\varepsilon}_{min}$ 
*DEPVAR, DELETE=16
16
```

Tabla 3.2 Constantes del material para el material compuesto empleado en el modelo

A continuación se definen todas estas variables.

Pos	Símbolo	Descripción
1	E_{1+}	Módulo de Young en la dirección 1 de las fibras cuando $tr(\varepsilon) \geq 0$
2	E_{2+}	Módulo de Young en la dirección 2 de las fibras cuando $tr(\varepsilon) \geq 0$
3	V_{12+}	Coeficiente de Poison cuando $tr(\varepsilon) \geq 0$
4	G_{12}	Módulo de cizallamiento
5	E_{1-}	Módulo de Young en la dirección 1 de las fibras cuando $tr(\varepsilon) \leq 0$
6	E_{2-}	Módulo de Young en la dirección 2 de las fibras cuando $tr(\varepsilon) \leq 0$
7	V_{12-}	Coeficiente de Poison cuando $tr(\varepsilon) \leq 0$
8		No empleado

Tabla 3.3 Constantes del material de la línea 1 para el material compuesto empleado en el modelo

Pos	Símbolo	Descripción
1	X_{1+}	Resistencia a tracción de las fibras en la dirección 1
2	X_{1-}	Resistencia a compresión de las fibras en la dirección 1
3	X_{2+}	Resistencia a tracción de las fibras en la dirección 2
4	X_{2-}	Resistencia a compresión de las fibras en la dirección 2
5	S	Resistencia de cizallamiento
6-8		No empleado

Tabla 3.4 Constantes del material de la línea 2 para el material compuesto empleado en el modelo

Pos	Símbolo	Descripción
1	G_f^{1+}	Energía por unidad de área para fractura de tracción en la dirección 1 de las fibras
2	G_f^{1-}	Energía por unidad de área para fractura de compresión en la dirección 1 de las fibras
3	G_f^{2+}	Energía por unidad de área para fractura de tracción en la dirección 2 de las fibras
4	G_f^{2-}	Energía por unidad de área para fractura de compresión en la dirección 2 de las fibras
5	α_{12}	Parámetro de la ecuación del daño de cizallamiento
6	d_{12}^{max}	Máximo daño en la dirección de cizallamiento
7-8		No empleado

Tabla 3.5 Constantes del material de la línea 3 para el material compuesto empleado en el modelo

Pos	Símbolo	Descripción
1	$\tilde{\sigma}_{yo}$	Tensión de cizallamiento efectiva inicial
2	C	Coficiente en ecuación de endurecimiento
3	p	Termino potencial en ecuación de endurecimiento
4-8		No empleado

Tabla 3.6 Constantes del material de la línea 4 para el material compuesto empleado en el modelo

Pos	Símbolo	Descripción
1	IDelFlag	Eliminación elementos: - IDelFlag=0, Elemento no se elimina - IDelFlag=1, Elemento se elimina cuando falla una de las fibras es decir: $d1=d_{max}$ o $d2=d_{max}$ o $\bar{\epsilon}^{pl} = \bar{\epsilon}_{max}^{pl}$ - IDelFlag=2, Elemento se elimina cuando fallan las dos fibras: $d1=d_{max}=d2$ o $\bar{\epsilon}^{pl} = \bar{\epsilon}_{max}^{pl}$
2	d_{max}	Máximo valor del daño empleado en la eliminación de elementos
3	$\bar{\epsilon}_{max}^{pl}$	Máximo valor de la deformación plástica empleado en la eliminación de elementos
4	$\hat{\epsilon}_{max}$	Máxima (positivo) deformación logarítmica principal a partir de la cual el elemento se elimina
5	$\hat{\epsilon}_{min}$	Máxima (negativo) deformación logarítmica principal a partir de la cual el elemento se elimina
6-8		No empleado

Tabla 3.7 Constantes del material de la línea 4 para el material compuesto empleado en el modelo

A continuación se especifican numéricamente todos los valores que se acaban de definir.

Propiedad	Valor
ρ	1520 kg/m ³
E_{1+}	68,315 GPa
E_{2+}	68,315 GPa
ν_{12+}	0,04
G_{12}	62,6 GPa
E_{1-}	78,25 GPa
E_{2-}	78,25 GPa
ν_{12-}	0,04
X_{1+}	650 MPa
X_{1-}	427 MPa
X_{2+}	650 MPa
X_{2-}	427 MPa
S	330 MPa
G_f^{1+}	12060 J/ m ²
G_f^{1-}	6360 J/m ²
G_f^{2+}	12060 J/m ²
G_f^{2-}	6360 J/m ²
α_{12}	0,9
d_{12}^{\max}	0,99
$\tilde{\sigma}_{yo}$	199 MPa
C	0,001
p	1
$IDelFlag$	1
d_{\max}	0,9999
$\bar{\epsilon}_{\max}^{pl}$	0,001
$\hat{\epsilon}_{\max}$	0
$\hat{\epsilon}_{\min}$	0

Tabla 3.8 Constantes del material de la fibra de carbono

3.3.1.3 COHESIVO

Como se ha explicado anteriormente, existen a grandes rasgos dos modos de fallo en un laminado: interlaminares e intralaminares. Dentro de los modos de fallo interlaminares, se hallan los fallos por deslaminación, probablemente el fenómeno de fallo más importante de este proyecto pertenecientes a los interlaminares.

Para modelar correctamente en ABAQUS las deslaminaciones que aparecen entre dos superficies hay que definir, como en cualquier modo de fallo, un criterio de inicio del daño y otro criterio para la propagación del daño. Para la resolución de este proyecto, como se ha explicado en el apartado anterior, se ha optado por emplear en el modelo numérico el uso de un cohesivo. Se va pues a especificar los parámetros que definen el cohesivo seleccionado.

En el proyecto se ha empleado un criterio de inicio del daño basado en la tensión normal y las tensiones de cizallamiento en direcciones transversales; así pues se emplearan las resistencias del cohesivo en esas mismas direcciones. A su vez, teniendo en cuenta la ecuación de inicio del daño vista en el apartado anterior, se ha optado por seleccionar en ABAQUS la opción QUADS (tensión cuadrática nominal).

Existen distintos criterios para la propagación del daño. Algunos de los criterios más empleados, y que se emplea en este proyecto, se basan en la energía disipada tras el proceso de impacto, también llamado energía de fractura. Será pues necesario especificar las tasas de liberación de energía en las direcciones normales y de cizallamiento transversales.

Los elementos cohesivos están basados en una respuesta constitutiva en términos de leyes de tracción-separación. Así pues, para garantizar que se cumple esa regla se debe especificar el comportamiento elástico lineal del cohesivo introduciendo los coeficientes de rigidez en las direcciones normales y de cizallamiento transversales. Recordar una vez más la respuesta tracción-separación de un elemento cohesivo:

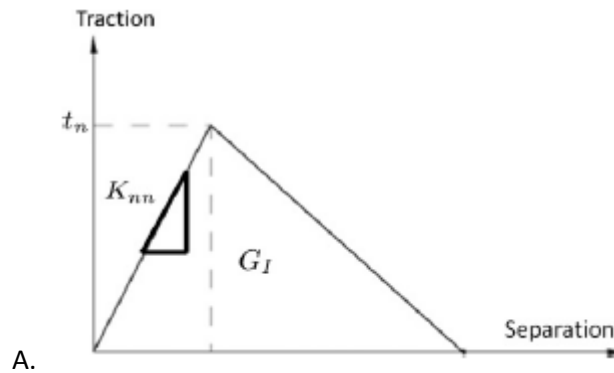


Figura 3.14 Típica respuesta tracción-separación de un elemento cohesivo

Aclarado todo lo anterior, se pueden ya definir los parámetros que determinan el cohesivo.

Propiedad	Símbolo	Valor
Densidad	ρ	1500 kg/m ³
Resistencia en dirección normal	t_n	11 MPa
Resistencia en dirección transversal 1	t_s	46 MPa
Resistencia en dirección transversal 2	t_t	46 MPa
Tasa de liberación de energía en dirección normal	G_n	0.6 J/m ²
Tasa de liberación de energía en dirección transversal 1	G_s	1.833 J/m ²
Tasa de liberación de energía en transversal 2	G_t	1.833 J/m ²
Coeficiente rigidez en dirección normal	K_{nn}	2 GPa/mm
Coeficiente rigidez en dirección transversal 1	K_{ss}	1.5 GPa/mm
Coeficiente rigidez en dirección transversal 2	K_{tt}	1.5 GPa/mm

Tabla 3.9 Propiedades mecánicas del cohesivo

Es importante una vez más prestar mucha atención a las unidades que se escogen al introducir todos estos parámetros en ABAQUS. Del mismo modo que en el caso del proyectil, se va a trabajar con toneladas, segundos y mm.

3.4 DESARROLLO MODELIZACIÓN DEL MODELO

Una vez que se ha aclarado ya el modelo numérico que se ha empleado en este proyecto y se ha explicado y definido los materiales que se van a emplear, se va a detallar como se ha procedido para generar el modelo en ABAQUS. En primer lugar se explicará de manera rápida en que consiste exactamente la simulación que se va a llevar a cabo. A continuación se definen todas las suposiciones (condiciones de contorno, condiciones iniciales, número de láminas,...) que se han tomado para garantizar que el modelo numérico se correspondía lo máximo posible con el modelo real. Finalmente se analiza todo lo relacionado con los mallados de los distintos elementos del modelo.

3.4.1 GEOMETRÍA MODELO EMPLEADO

La simulación que se va a realizar y motivo de estudio en este proyecto es el impacto de una esfera de acero de diámetro 7,5 mm en un rango de velocidades comprendido entre 60 m/s y 500 m/s con una placa cuadrada de lado 80 mm y 2,2 mm de espesor fabricada del material compuesto estudiado previamente.

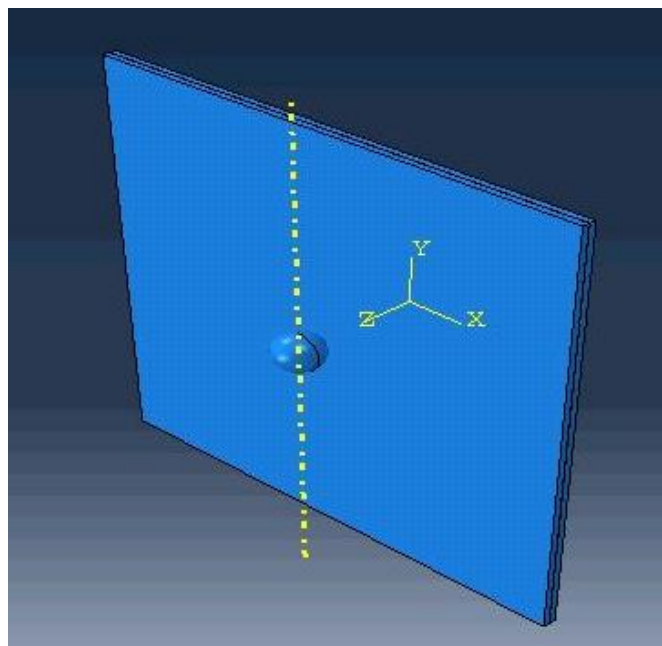


Figura 3.15 Descripción del modelo de este proyecto

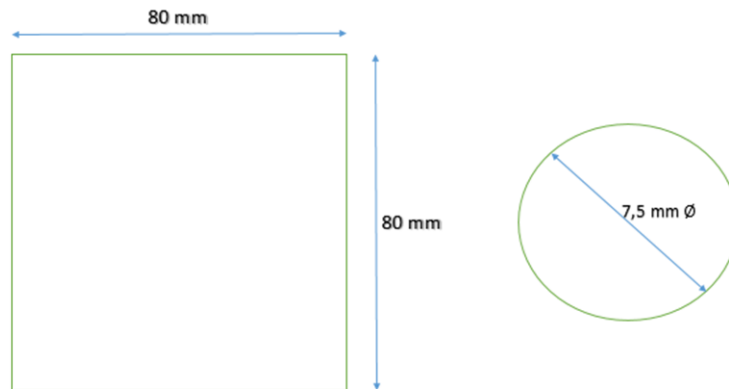


Figura 3.16 Dimensiones modelo escogido en este proyecto

3.4.2 SUPOSICIONES REALIZADAS EN LA ELABORACION DEL MODELO

Se va a explicar en primer lugar como se ha procedido para construir nuestra placa, pues como se ha visto en los apartados anteriores, está formada por dos materiales distintos: el cohesivo y el tejido.

Se ha considerado en primer lugar que la placa está formada por cinco láminas del tejido, a continuación el cohesivo, y finalmente otras cinco láminas del tejido. Lo más correcto habría sido emplear un cohesivo entre dos capas de láminas, sin embargo eso habría complicado considerablemente los cálculos y tampoco los resultados habrían variado lo suficiente como para poder rentabilizar el gran incremento de cálculos que se habrían producido. De modo que para facilitar los cálculos sin perder apenas precisión, se ha optado por la fórmula de colocar cinco láminas, el cohesivo y otras cinco láminas.

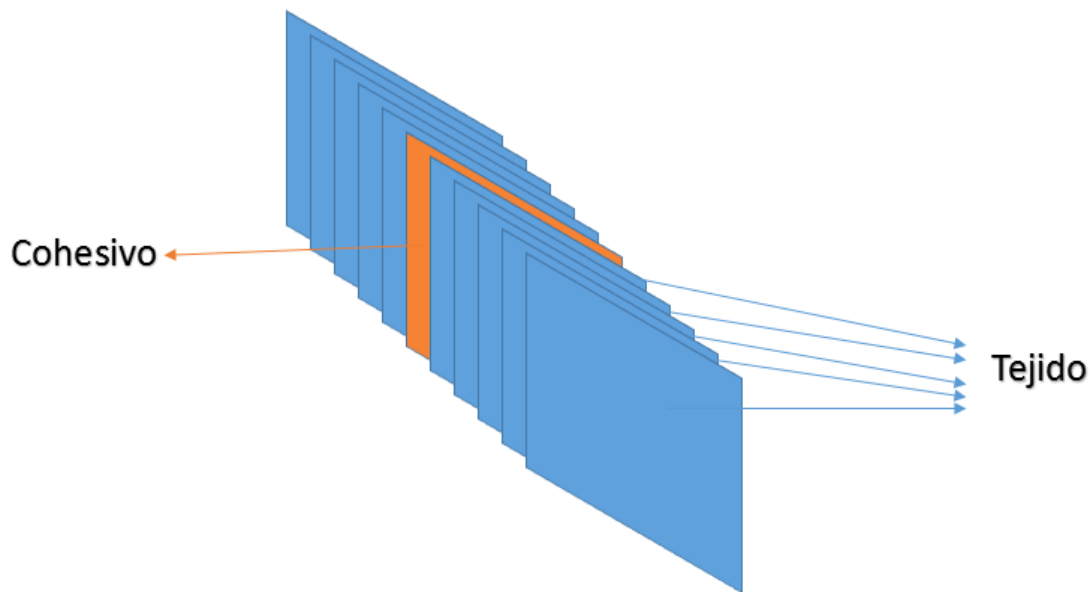


Figura 3.17 Disposición empleada para la construcción de la placa

El espesor de la placa como se ha dicho anteriormente es de 2,2 mm, siendo el del cohesivo de 0,05 mm. De manera que cada lámina tiene un espesor de 0,215 mm.

Otro aspecto a tener en cuenta a la hora de construir el laminado es la unión entre las distintas capas que lo forman. Al haber empleado una disposición de cinco láminas, el cohesivo y otras cinco laminas, es importante garantizarse que cada capa está correctamente adherida a la otra. Si no se adhieren las capas correctamente, en cuanto el proyectil impacte contra la placa, las distintas capas debido a la energía liberada, se dispersarán las unas de las otras falseando de este modo los resultados obtenidos. Como en las dos capas de las cinco láminas cada capa pueden considerarse una sola capa (se consideran cinco láminas pero en ABAQUS construimos esta capa como si fuera una sola pues tienen las mismas propiedades materiales), solo habría que realizar dos uniones, que serían la unión de la capa exterior por la izquierda con el cohesivo, y la unión de la capa exterior derecha con el otro lado del cohesivo también.

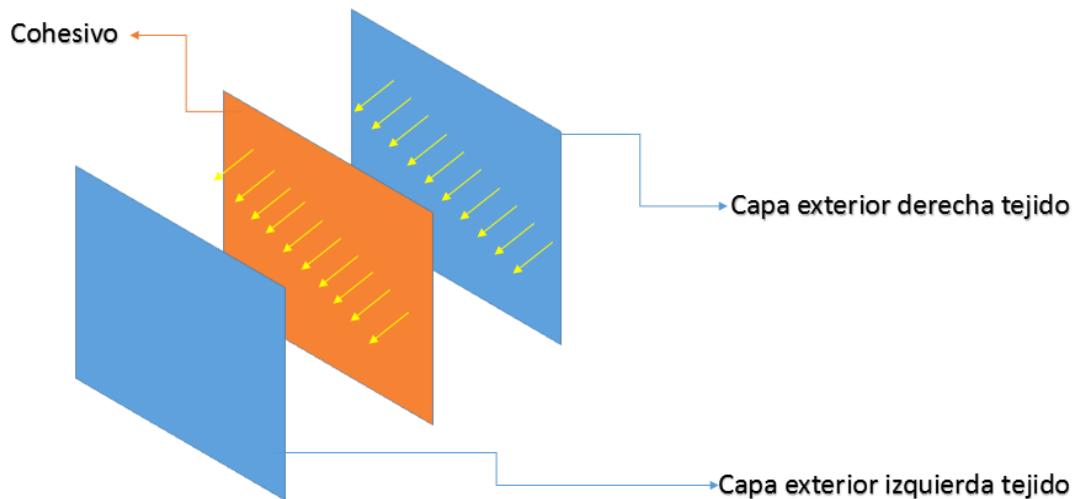


Figura 3.18 Uniones en la placa

Se va a explicar ahora otro de los aspectos más importantes que hay que considerar en esta simulación, las condiciones de contorno e iniciales. Es importante hacerse una idea previa de lo que sería esta simulación en un banco de pruebas real. Se imagina el cañón que dispara el proyectil y por otro lado la placa sujeta a alguna estructura. Resulta pues bastante práctico considerar que la placa se encuentra apoyada a lo largo de la simulación y por ello se ha optado por emplear unos apoyos simples impidiendo el desplazamiento vertical.

Por otro lado, las condiciones iniciales tampoco resultan complicadas de imaginar. La única condición inicial a destacar es que la esfera (el proyectil) se desplaza con una velocidad inicial V_i que varía durante la simulación. De este modo el resultado de las condiciones de contorno e iniciales expuestas sería el siguiente:

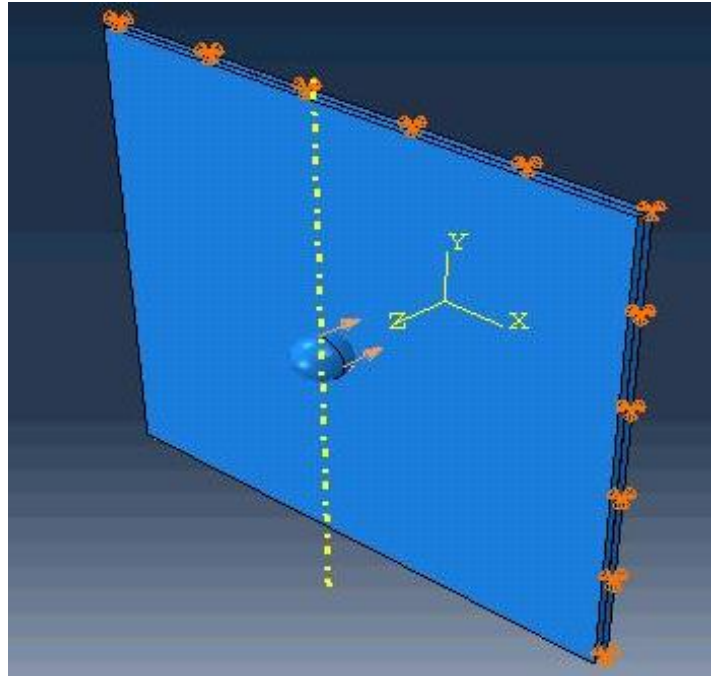


Figura 3.19 Condiciones de contorno e iniciales del modelo

Como se ve en la figura anterior, la placa está apoyada en su base y la esfera tiene una velocidad inicial.

La última consideración que se debe hacer es como se propaga el contacto entre el proyectil y la placa cuando la esfera impacta contra la placa. El contacto entre dos superficies o elementos es una forma de discontinuidad extrema de no-linealidad y gracias a ABAQUS se pueden resolver fácilmente problemas en tres dimensiones que serían extremadamente complicados de resolver sin ayuda de programas de elementos finitos.

En este proyecto se ha decidido emplear un contacto que ABAQUS denomina General. Este tipo de contactos permite definir el contacto entre algunas o todas las regiones del modelo con una sola iteración. A la hora de definir el contacto entre el proyectil y la placa es importante definir que el contacto se producirá entre la esfera completa (no solo el exterior si no también el interior) y la superficie contra la que impacta. A su vez hay que tener en cuenta que las láminas impactadas impactaran otras láminas debido a la velocidad que adquieren e incluso el propio proyectil irá impactando contra las demás láminas. Todas estas condiciones se incluyen el tipo de contacto escogido.

El contacto se iniciará una vez que el proyectil impacte con la placa y no concluirá hasta que el proyectil haya atravesado o haya reducido su velocidad hasta cero.

3.4.3 ELECCIÓN MALLADO

Es muy importante escoger bien el tipo de mallado que se va a realizar a cada elemento para obtener la máxima precisión en los resultados. Si se escoge un mallado que no se ajusta del todo bien al elemento, o si por el contrario se escogen elementos geométricos que no se adaptan bien a la geometría de la placa o la esfera, los resultados pueden quedar muy distorsionados.

A continuación se explica como se ha procedido para el mallado de la esfera, placa exterior (el tejido) y la placa interior (el cohesivo).

3.4.3.1 ESFERA

Dado el papel casi residual que juega la esfera en esta simulación (el estudio se centra principalmente en la placa), se va a emplear un mallado no demasiado complejo y sí eficiente para la esfera. Para el mallado de la esfera se ha optado por un elemento tetraédrico perteneciente a la familia 3D Stress. El elemento que se ha empleado para el mallado de la esfera se denomina concretamente C3D10M, un elemento cuadrático tetraédrico de diez nodos. Este tipo de elementos son sumamente útiles para simulaciones de importantes deformaciones y alto impactos. Además, los elementos tetraédricos son por su geometría los que mejor y más homogéneamente se adaptan a los elementos esféricos (los elementos hexaédricos por ejemplo se distribuyen muy irregularmente a lo largo del volumen de la esfera y se generan zonas de concentración de tensiones en determinados puntos).

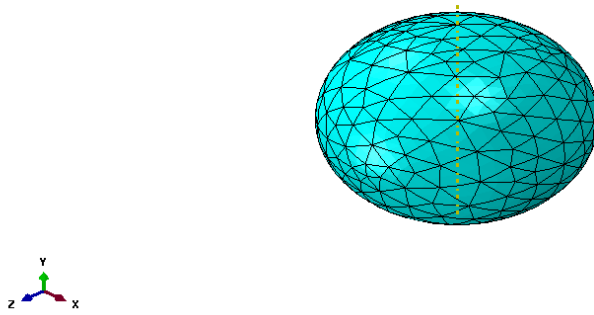


Figura 3.20 Mallado de la esfera

3.4.3.2 COHESIVO

El cohesivo representa probablemente el elemento más importante de este proyecto y su estudio requiere de la máxima precisión por nuestra parte. Para poder estudiar de la mejor manera posible los resultados tras la simulación, hay que realizar el mejor y más preciso mallado en el cohesivo pues luego todo lo relacionado con el área dañada, energía liberada etc..., se calculará en función de los resultados extraídos del cohesivo.

En este proyecto se ha optado por mallar el cohesivo con elementos hexaédricos llamados COH3D8. Este elemento es un elemento que pertenece a la familia de los cohesivos y está compuesto por 8 nodos tridimensionales. Se ha escogido elementos hexaédricos porque estos elementos están especialmente recomendados para elementos continuos (continuum Shell como en este modelo). Además geométricamente, los elementos hexaédricos son los que mejor se adaptan y de manera más homogénea para la placa cuadrada que representa el cohesivo. En la siguiente figura el mallado se corresponde con elementos de dimensión 1x1. No obstante y como se ve en el siguiente apartado, uno de los estudios de este proyecto es realizar las simulaciones con varias mallas del cohesivo distintas. De modo que la malla de la siguiente figura es solo indicativa y no implica que es la que se ha usado permanentemente a lo largo del proyecto.

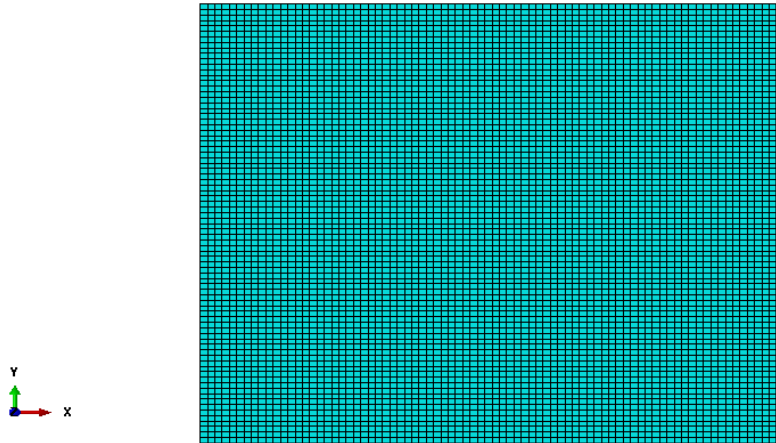


Figura 3.21 Mallado del cohesivo

3.4.3.3 TEJIDO

Para mallar el tejido, es decir las superficies exteriores de la placa, se ha optado por emplear elementos hexaédricos llamados SC8R pertenecientes a la familia de elementos continuos (continuum Shell). Estos elementos tienen 8 nodos y permiten obtener directamente y ahorrando tiempo de postprocesado las tensiones cortantes transversales y las fuerzas cortantes transversales por unidad de espesor. Se ha optado nuevamente por elementos hexaédricos porque al igual que en el caso del cohesivo son geométricamente los que mejor se adaptan a la geometría cuadrada de la placa.

En la siguiente figura el mallado se corresponde con elementos de dimensión 1x1. No obstante y como se ve en el siguiente apartado, uno de los estudios de este proyecto es realizar las simulaciones con varias mallas del cohesivo distintas y para garantizar la idoneidad de los resultados, la dimensión del mallado del cohesivo y del tejido deben coincidir de modo que si se varía la dimensión del mallado del cohesivo, también se debe variar igualmente el mallado del tejido. De modo que la malla de la siguiente figura es solo indicativa y no implica que es la que se ha usado permanentemente a lo largo del proyecto.

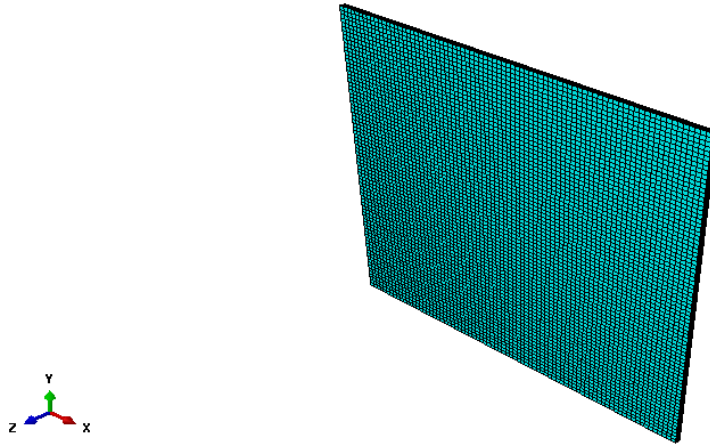


Figura 3.22 Mallado del tejido

También hay que prestar atención a otro punto importante referente al tejido. Se recuerda que la disposición de nuestra placa es de colocar cinco láminas, el cohesivo y otras cinco láminas.

De modo que hay que realizar el mallado de todas y cada una de las láminas para garantizar la máxima similitud con el ensayo real. Por lo tanto y como se ve en la figura anterior, se ha tenido que definir en ABAQUS el mallado de las cinco laminas exteriores, todas malladas con los mismos elementos y de las mismas dimensiones.

Capítulo 4

RESULTADOS

4.1 INTRODUCCIÓN

Aclarado ya el modelo tanto del material como numérico que hemos empleado en este proyecto, vamos a presentar y discutir los resultados obtenidos en las simulaciones numéricas.

Como se ha explicado anteriormente, uno de los puntos de interés de la presente proyecto es comparar los resultados que se obtienen en las simulaciones cuando se emplean distintos mallados en los elementos. De esta manera, en primer lugar se estudiarán y analizarán los resultados obtenidos cuando se emplean tanto en el tejido como en el cohesivo un mallado de dimensiones 2x2. Finalmente se estudia el impacto del proyectil contra nuestra placa empleando el mallado más fino de todos y que probablemente más precisión garantizará en los resultados; se emplea un mallado de 1x1. Como nota informativa destacar que el mallado empleado en el proyectil será siempre el mismo en los tres casos y de dimensión 0.84. Sin embargo, completamente irrelevante para el estudio del proyecto.

Recordar también que no solamente el estudio se centrará en comparar los resultados entre los distintos mallados. Se ha visto en apartados anteriores como son las gráficas que representan la velocidad residual en función de la velocidad de impacto en un material compuesto. También se ha aclarado cual es la forma del área dañada en función de la velocidad de impacto. Se comprueba estudiando para cada caso para distintas velocidades de impacto, cual es la velocidad residual de la esfera y el área dañada que genera el proyectil al impactar contra la placa. Se analizará también si el valor del límite balístico obtenido se corresponde con el valor teórico de un material compuesto (*aclarar que el límite balístico teórico del material compuesto empleado es de unos 97 m/s*). Se generan las gráficas pertinentes y se comparan los resultados numéricos con los resultados teóricos.

A partir de los resultados obtenidos, se puede determinar si el modelo empleado es válido o por el contrario no cumple las expectativas creadas. Se recuerda para refrescar lo explicado anteriormente, como son las gráficas del área dañada y de la velocidad residual en función de la velocidad de impacto:

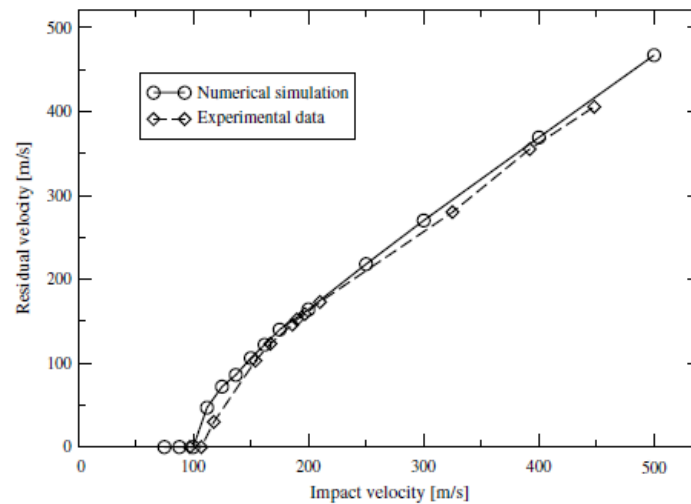


Figura 4.1 Curva característica de la velocidad residual en función de la velocidad de impacto de un material compuesto

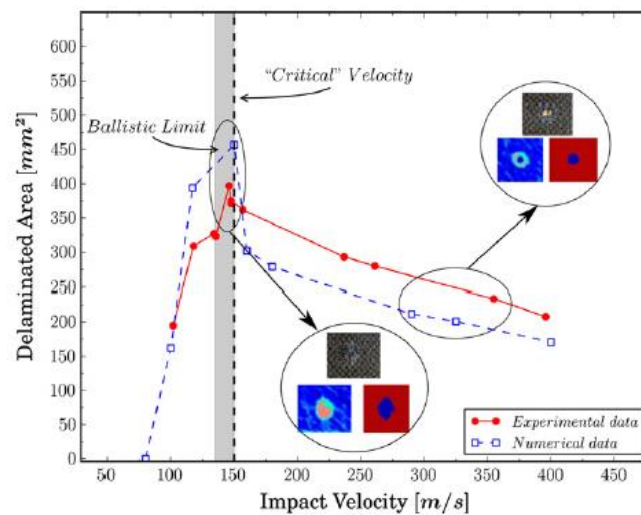


Figura 4.2 Curva característica del área dañada en función de la velocidad de impacto de un material compuesto

4.2 RESULTADOS OBTENIDOS PARA MALLADO 2X2

En primer lugar como se ha dicho anteriormente, se realiza un primer estudio de la simulación empleando un mallado algo menos preciso que los posteriores pero que permitirá ir haciéndonos una idea y calibrando si el modelo empleado puede llegar a ser válido. El mallado empleado en esta parte en el tejido y el cohesivo va a ser de un tamaño de 2x2. Al emplear este mallado se generan 8000 nodos en el tejido y 1600 en el cohesivo, lo cual deja ver que probablemente debido a la escasez de nodos de esta malla, los resultados no serán todo lo precisos que se desearía pero como se ha dicho anteriormente, esta malla permite ir haciendo una idea sin necesidad de emplear un alto volumen computacional como en el caso posterior.

En primer lugar se analizan los resultados obtenidos para la obtención de la velocidad residual en función de la velocidad de impacto. Se simulan para varias velocidades de impacto distintas y que oscilan entre 60 m/s y 500 m/s, el impacto del proyectil contra la placa. Será también interesante comprobar en este apartado si el límite balístico obtenido se corresponde con el teórico. Posteriormente se realiza un nuevo análisis para obtener el área dañada en función de la velocidad de impacto. Y finalmente, se comparan los resultados obtenidos con los resultados teóricos.

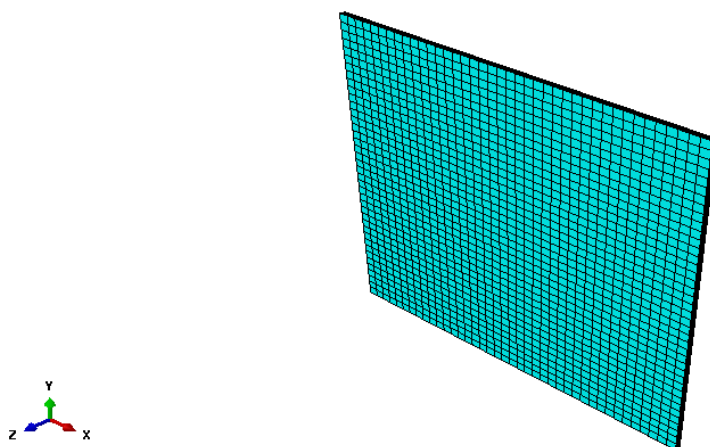


Figura 4.3 Mallado de 2x2 del tejido exterior

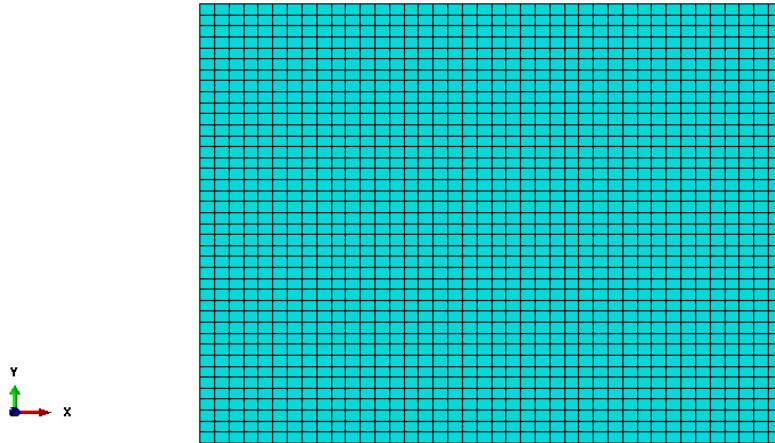


Figura 4.4 Mallado 2x2 del cohesivo

Como se ve en las dos imágenes anteriores, el mallado empleado en este apartado es considerablemente menos preciso que el mostrado como ejemplo en el apartado explicativo anterior de la malla empleada.

4.2.1 ANALISIS PARA LA OBTENCION DE LA VELOCIDAD RESIDUAL

Se ha visto ya en un par de ocasiones como debería ser la curva que describe la velocidad residual en función de la velocidad de impacto en los materiales compuestos.

Se va a continuación a estudiar para algunas velocidades que se ha considerado interesantes como ha sido la simulación y como se ha procedido para obtener la velocidad residual en cada caso. Debido al gran número de simulaciones para distintas velocidades de impacto que se han realizado y para no resultar demasiado monótonas las próximas páginas, no se va a detallar como ha sido la simulación para cada caso. Se detallan algunos de los casos que se se consideran más interesantes y posteriormente en una tabla se incluyen los resultados de todas las simulaciones realizadas.

4.2.1.1 VELOCIDAD DE IMPACTO 60 M/S

Se va a detallar como ha sido la simulación para esta velocidad al ser esta la velocidad más baja empleada en la simulación y considerablemente inferior al límite balístico teórico del material.

En la siguiente figura se va a mostrar la situación en el instante $t=0$.

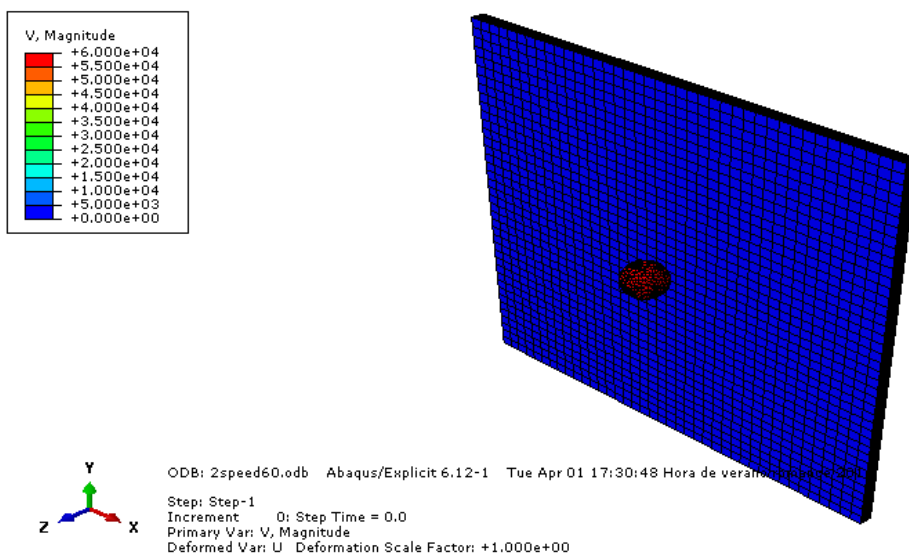


Figura 4.5 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=60 \text{ m/s}$

La magnitud que se muestra en la esquina superior izquierda representa la velocidad del proyectil en cada momento t . Como se ve, inicialmente el proyectil se desplaza a 60 m/s (recordar que al haber trabajado con mm como unidad principal, los resultados los genera en mm/s) y lógicamente la placa está desplazándose con velocidad nula, está inmóvil.

Una vez transcurrido el tiempo necesario para que el proyectil impacte contra la placa, al ser la velocidad de impacto considerablemente inferior al límite balístico, no debería atravesar el material.

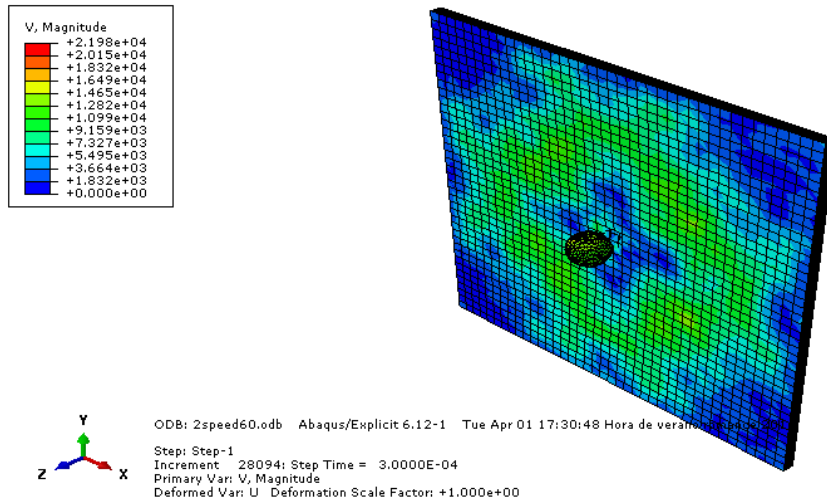


Figura 4.6 Situación de la simulación en $t=3e-4$ s cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s

Como se ve en la figura anterior, cuando la esfera impacta contra la placa, debido a la reducida velocidad de impacto de la esfera, el material compuesto es capaz de absorber el impacto y repeler la esfera que no logra perforar el material y sale disparada con una velocidad inferior a la de impacto pero además en sentido contrario al inicial.

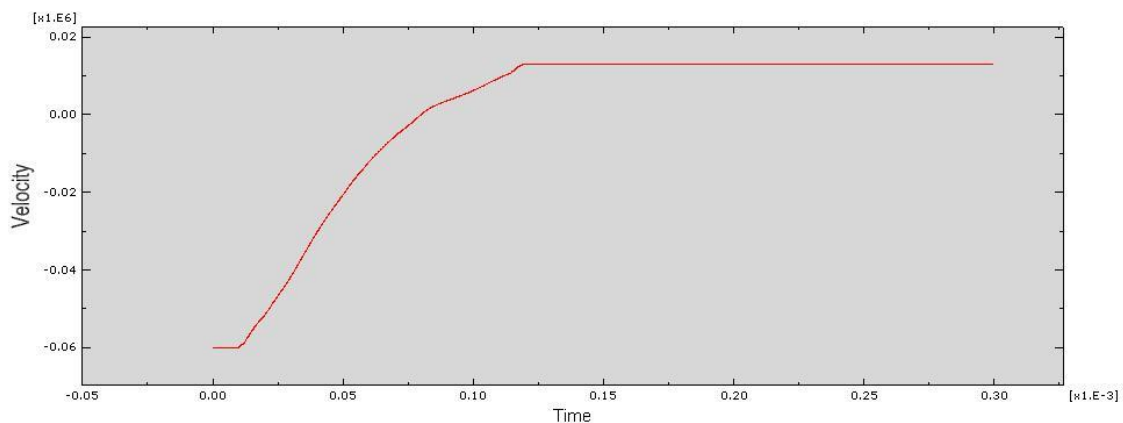


Figura 4.7 Gráfica mostrando la velocidad de la esfera en función del tiempo cuando $V_{\text{inicial}}=60$ m/s

Como se ve en la gráfica anterior, la esfera inicialmente tiene una velocidad de 60 m/s. No obstante cuando impacta contra la placa, la velocidad va disminuyendo hasta que en un instante dado, cambia de signo, es decir el proyectil ha sido repelido por la placa. La velocidad residual de la esfera en este caso sería de unos -12 m/s (mucho cuidado con el signo pues como se ha visto cambia de sentido).

Sin embargo para asemejar la gráfica a la gráfica teórica, se considera que la velocidad residual es 0.

4.2.1.2 VELOCIDAD DE IMPACTO 95 M/S

Se va a analizar que ocurre cuando la esfera se desplaza con una velocidad inicial 95 m/s. Se ha decidido escoger esta velocidad porque se acerca mucho al teórico límite balístico.

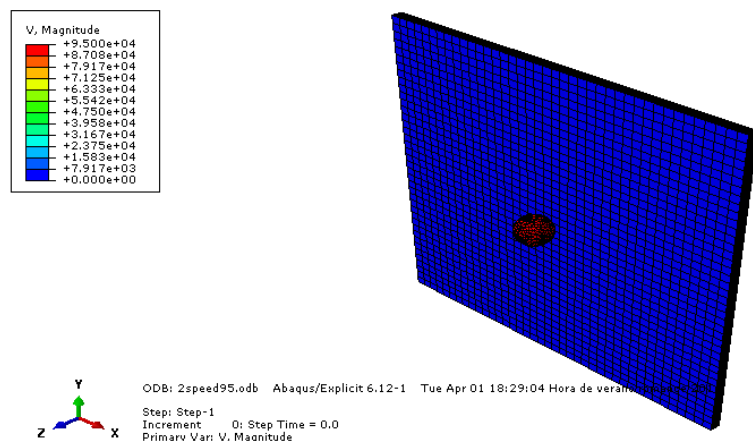


Figura 4.8 Situación de la simulación en $t=0$ s cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s

Cuando el proyectil impacta contra la esfera, al ser la velocidad próxima al límite balístico, esta vez debería penetrar al menos parcialmente.

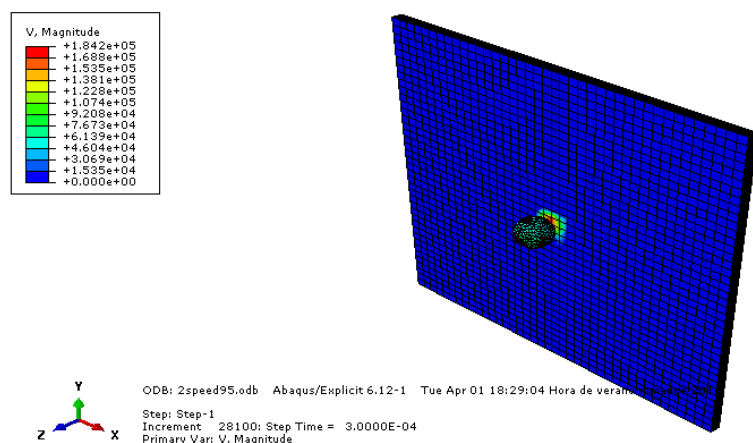


Figura 4.9 Situación de la simulación en $t=7.5e-05$ s cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s

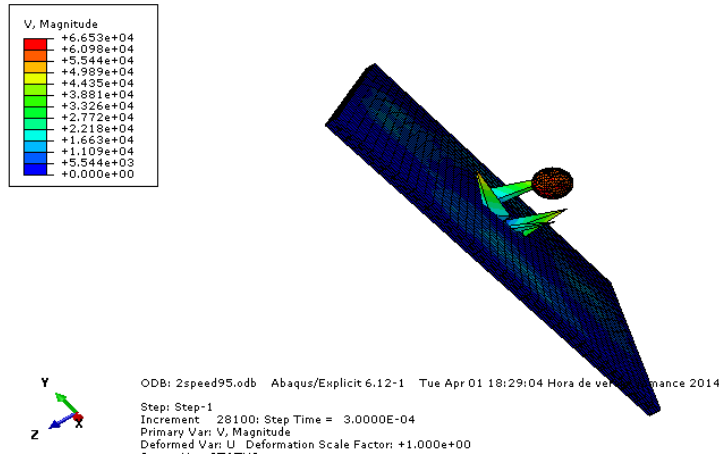


Figura 4.10 Situación de la simulación en $t=3e-04$ s cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s

En la figura anterior se ve como el proyectil logra atravesar la placa aunque para ello sufre una importante deceleración disminuyendo su velocidad (los tonos verdes de la esfera indican una velocidad de uno 57 m/s).

Cuando pasa un tiempo razonable para que el proyectil pueda atravesar la placa, se observa en la figura anterior como las fibras salen “disparadas” tras atravesar el proyectil completamente la placa. Por tanto y para el mallado y las condiciones actuales, a 95 m/s se ha superado ya el límite balístico pues el proyectil ha perforado completamente la placa.

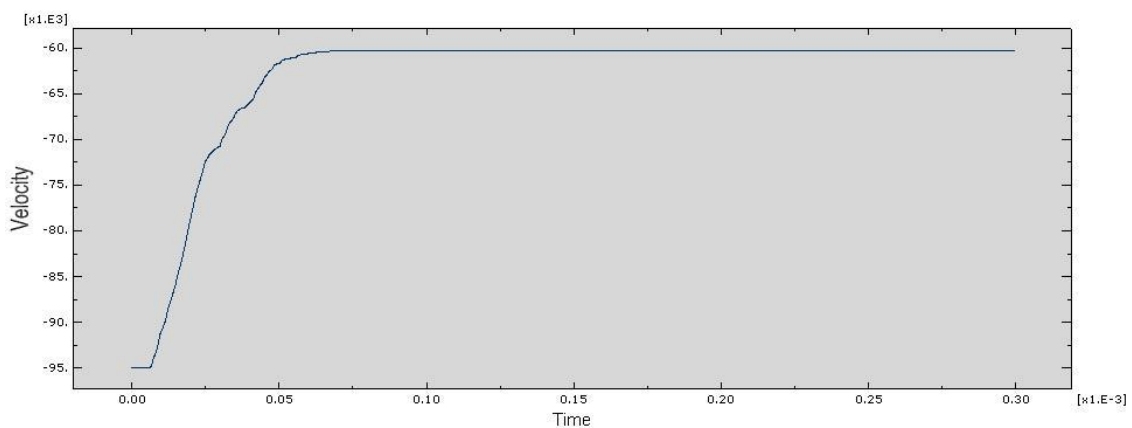


Figura 4.11 Gráfica mostrando la velocidad de la esfera en función del tiempo cuando $V_{\text{inicial}}=95$ m/s

En la gráfica anterior se observa como la velocidad del proyectil a medida que atraviesa la placa, disminuye bruscamente hasta alcanzar una velocidad de unos 60 m/s constante en el tiempo. Esta velocidad es la llamada velocidad residual del proyectil y representa la velocidad del proyectil en condiciones estacionarias.

4.2.1.3 VELOCIDAD DE IMPACTO DE 200 M/S

Se decide estudiar esta velocidad porque representa un término medio entre las velocidades vistas anteriormente y las que se verán posteriormente. Es una velocidad de impacto media, muy por encima del límite balístico y será interesante analizar cómo se comporta la placa ante el impacto del proyectil.

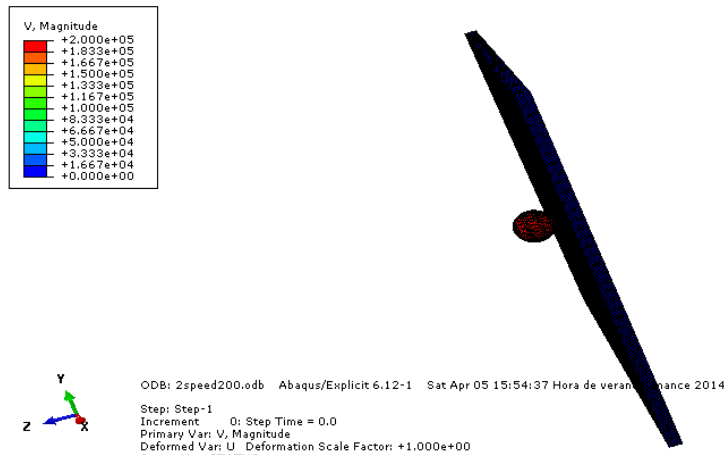


Figura 4.12 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=200 \text{ m/s}$

Inicialmente, el proyectil se desplaza a 200 m/s y la placa está apoyada y con velocidad de desplazamiento nula.



Figura 4.13 Situación de la simulación en $t=6 \times 10^{-5}$ cuando $V_{\text{impacto}}=200 \text{ m/s}$

Cuando la esfera impacta contra la placa, debido a la alta velocidad de impacto, atraviesa la placa sin perder demasiada velocidad y por ello su velocidad residual será inferior pero no tanto como en los casos anteriores. Se observa también como las fibras

que salen despedidas de la placa, lo hacen de manera más limpia que en el caso anterior y a más velocidad.

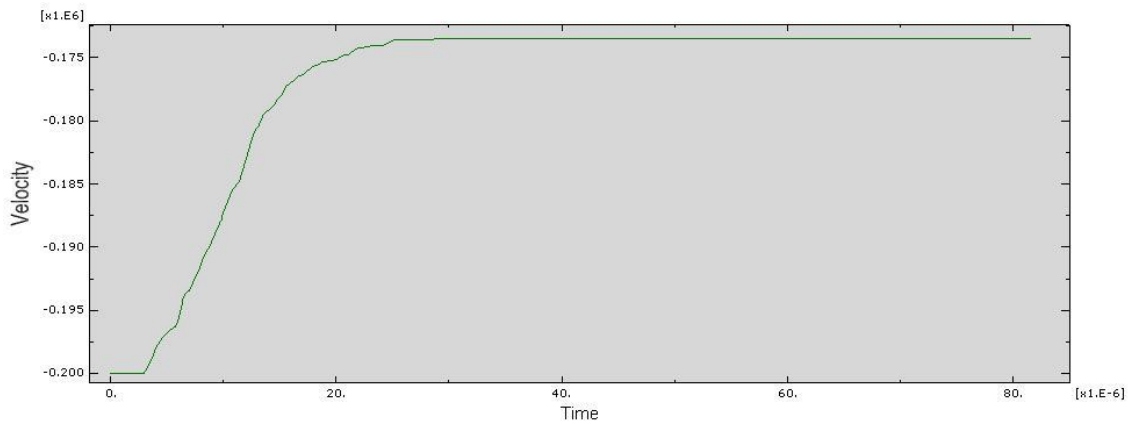


Figura 4.14 Gráfica mostrando la velocidad de la esfera en función del tiempo cuando $V_{inicial}=200$ m/s

Como se ve en la gráfica, la disminución de velocidad en la esfera es mucho menos brusca que en el caso anterior. En este caso la velocidad residual es de unos 175 m/s y la pérdida de velocidad de unos 25 m/s, porcentualmente muy inferior al caso anterior.

4.2.1.4 VELOCIDAD DE IMPACTO 450 M/S

Se va a ver que ocurre cuando se hace impactar el proyectil a una velocidad altísima.

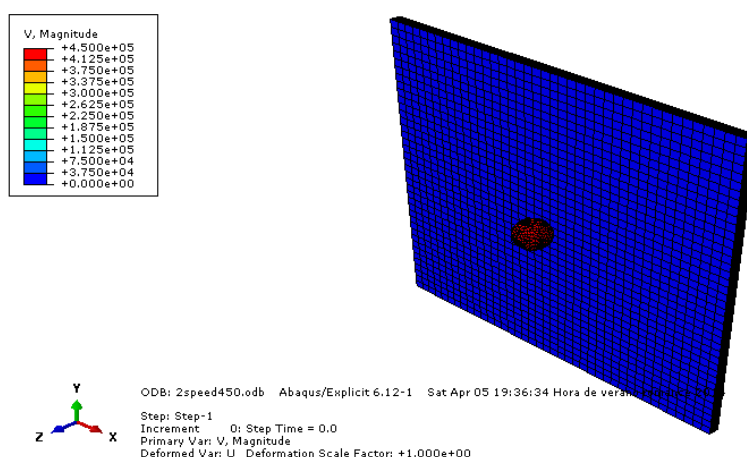


Figura 4.15 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{impacto}=450$ m/s

Inicialmente la situación es la de la figura anterior. Nada distinto a los casos anteriores. Se analiza que ocurre cuando la esfera impacta.

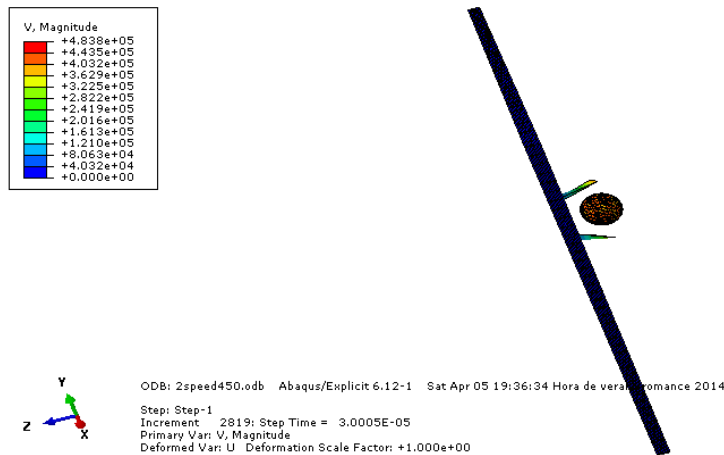


Figura 4.16 Situación de la simulación en $t=3e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=450$ m/s

Como se ve, prácticamente no hay trozos de fibra que salgan disparados como era el caso con las velocidades de impacto anteriores. Debido a la altísima velocidad de impacto, la perforación es muy limpia y no desgarrar prácticamente fibra alguna.

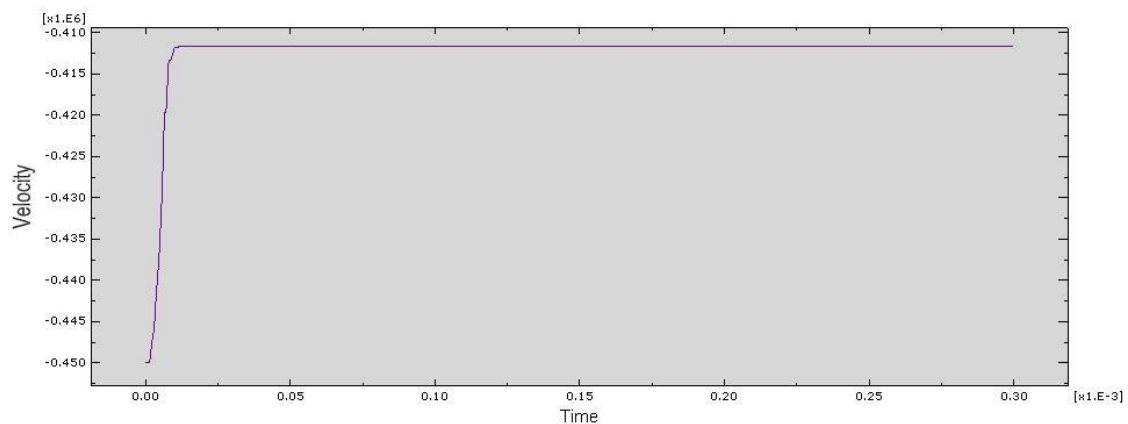


Figura 4.17 Gráfica mostrando la velocidad de la esfera en función del tiempo cuando $V_{\text{inicial}}=450$ m/s

La caída de velocidad se produce de manera rápida pues la esfera dada la alta velocidad inicial, atraviesa rápidamente la placa sin apenas perder velocidad. La velocidad residual es de unos 413 m/s.

4.2.2 RESUMEN RESULTADOS ANALISIS VELOCIDAD RESIDUAL

Si se repite lo visto anteriormente para cada una de las velocidades de impacto que se quieren simular, se obtendrían los resultados que se van a ver en la siguiente tabla.

Velocidad de impacto (m/s)	Velocidad Residual (m/s)
60	0
80	0
85	45
90	54
95	60
100	66
120	93
150	122
200	173
250	222
300	271
350	319
400	365
450	412
500	460

Tabla 4.1 Velocidad residual en función de la velocidad de impacto

Gráficamente se va a ver como queda:

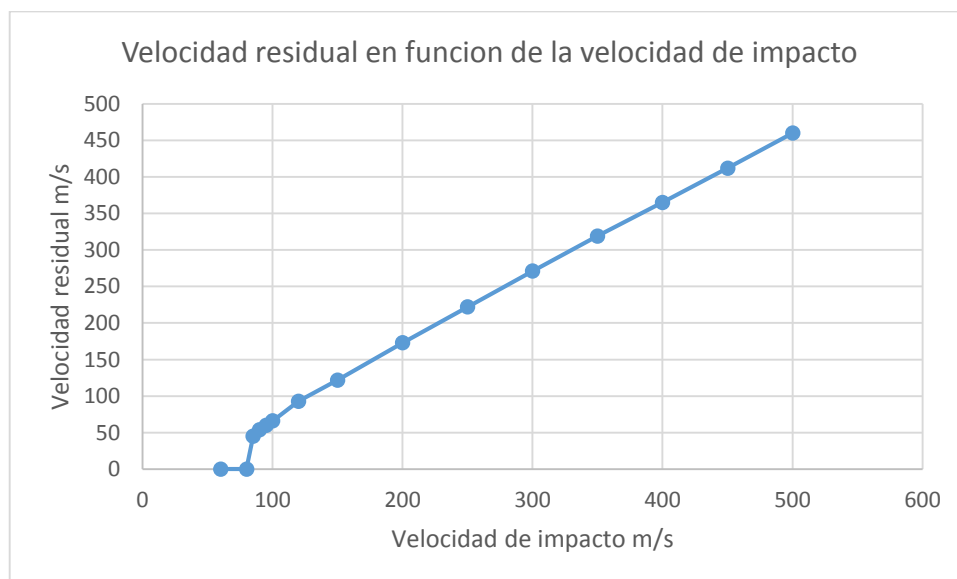


Figura 4.18 Gráfica mostrando la velocidad residual en función de la velocidad de impacto

Comparando esta grafica con la teórica, se comprueba que los resultados son muy satisfactorios pues la tendencia que describe la curva es prácticamente idéntica a la teórica. El límite balístico que se obtiene es de unos 83 m/s ligeramente inferior al teórico (95 m/s) pero igualmente una aproximación correcta.

4.2.3 ANALISIS PARA LA OBTENCION DEL AREA DAÑADA

Ya se ha visto como es la curva que describe el área dañada. En primera instancia el área va aumentando a medida que aumenta la velocidad de impacto hasta que para una determinada velocidad de impacto llamada velocidad crítica, el área dañada alcanza un valor máximo. Posteriormente, a medida que se aumenta la velocidad de impacto, el área dañada va disminuyendo progresivamente.

Destacar que teóricamente, el valor máximo del área dañada debería ser de unos 460 mm² que se obtiene cuando la velocidad de impacto es de unos 150 m/s.

Para obtener el área dañada se ha procedido de la siguiente manera. En primer lugar se simula el impacto. Una vez simulado y determinada la velocidad residual (visto en el apartado anterior), se muestra únicamente el cohesivo. Como se ha explicado en el apartado del modelo numérico, la extensión del área dañada depende del umbral de daño que se escoge, es decir en que instante se considera que un elemento está dañado. En este proyecto se considera que cuando la variable daño es igual a 0.95, el elemento se puede considerar como dañado. Por tanto cuando la simulación concluye se debe especificar al programa empleado que solo muestre los elementos cuyo daño sea superior a 0.95. Se eliminan pues todos los elementos cuya variable daño no esté comprendida entre 0.95 y 1 y mediante una función de ABAQUS se determina la masa de la sección del área dañada. Posteriormente y sabiendo la densidad del cohesivo y su espesor, resulta trivial obtener el área.

Al igual que en el caso de la velocidad residual, se van a estudiar solo algunas de las velocidades de impacto que pueden resultar más representativas.

4.2.3.1 VELOCIDAD DE IMPACTO 60 M/S

Se va a empezar nuevamente por una velocidad de impacto no muy elevada para ver el daño que se genera en el cohesivo.

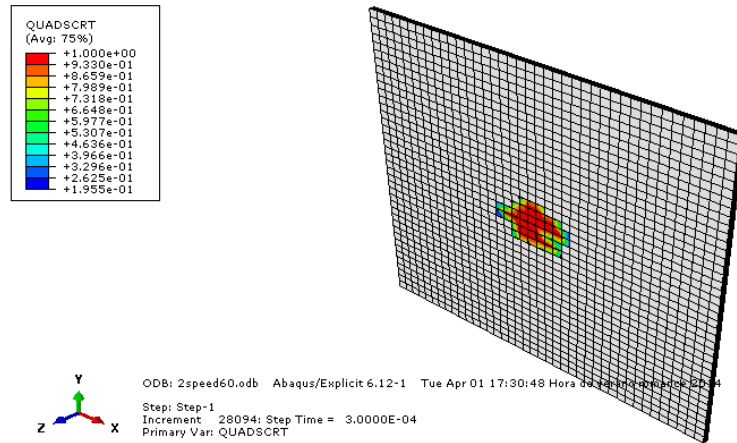


Figura 4.19 Área dañada en $t=3e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s

Como se ve en la figura anterior el área dañada a esta velocidad en el cohesivo es muy pequeña. A partir de una función de ABAQUS se obtiene que la masa dañada (zona central de la placa) es de 0,0000000117 toneladas (se recuerdan las unidades iniciales escogidas). Multiplicando por la densidad $1,5e-09$ t/m³ y el espesor del cohesivo 0,05mm, se obtiene un área dañada de 156 mm², lejos de los 450 estimados como máximos.

4.2.3.2 VELOCIDAD DE IMPACTO DE 90 M/S

Se va a ver que área se daña a una velocidad próxima del límite balístico.

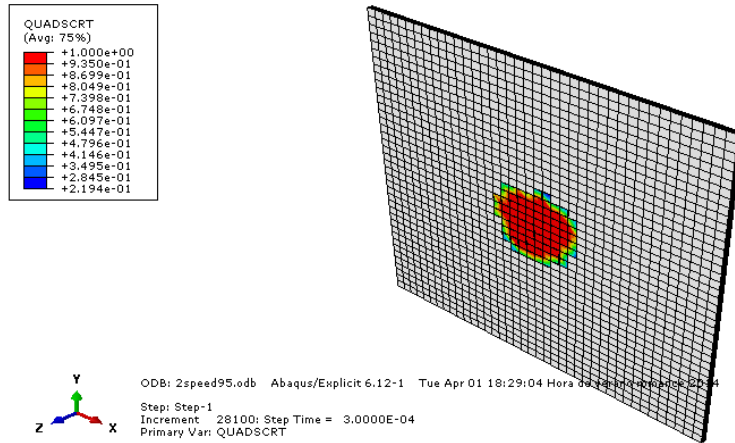


Figura 4.20 Área dañada en $t=2.766e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=90$ m/s

Se observa de inicio, la zona central dañada parece más grande que en el caso de 60 m/s, lo cual cumple con las expectativas. La masa de la zona central es concretamente de 0,0000000234001 toneladas que son 312 mm².

4.2.3.3 VELOCIDAD DE 150 M/S

Se ha escogido esta velocidad porque representa la velocidad crítica teórica, velocidad de impacto que produce el área dañada máximo.

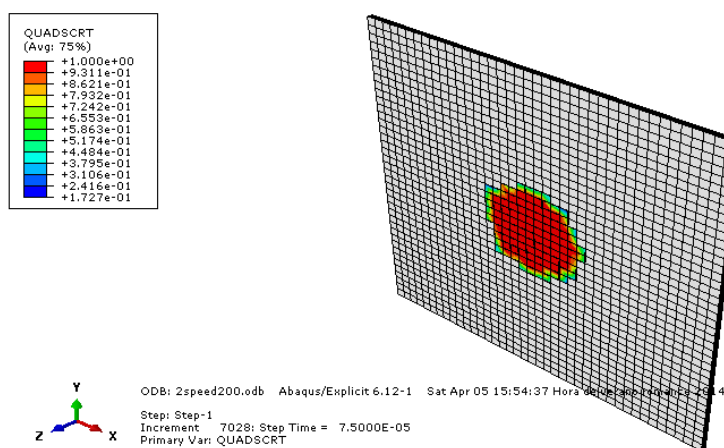


Figura 4.21 Área dañada en $t=1.35e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=150$ m/s

La zona dañada es bastante más grande que en el caso de 90 m/s y todo hace indicar que el área dañada cumplirá lo previsto. La masa de la zona central es de 0,0000000384001 toneladas que equivalen a 512 mm².

4.2.3.4 VELOCIDAD DE IMPACTO DE 400 M/S

Se va a ver si para una velocidad de impacto considerablemente más elevada, se cumple que el área dañada es menor que para velocidades próximas a la velocidad crítica.

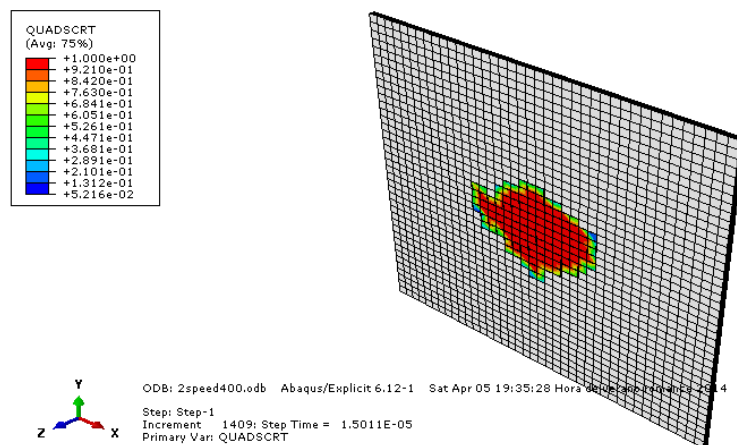


Figura 4.22 Área dañada en $t=1.05e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=400$ m/s

La zona dañada es más o menos parecida al caso anterior a simple ojo. Realmente son 0,0000000305002 toneladas; es decir 407 mm². Se cumple la previsión y a medida que se va aumentando la velocidad de impacto una vez pasada ya la velocidad crítica, el área dañada va disminuyendo.

4.2.4 RESUMEN RESULTADOS ANALISIS AREA DAÑADA

Se han visto solo algunos de los casos más relevantes para la obtención del área dañada. Si se extrapola este método para todas las velocidades de impacto que se quieren realizar en la simulación, se obtiene la gráfica siguiente:

Velocidad de impacto (m/s)	Área dañada (mm ²)
60	156
80	316
85	308
90	312
95	316
100	408
120	372
150	512
200	444
250	465
300	452
350	424
400	406
450	393
500	400

Tabla 4.2 Área dañada en función de la velocidad de impacto

Se va a ver como quedaría esta relación gráficamente.

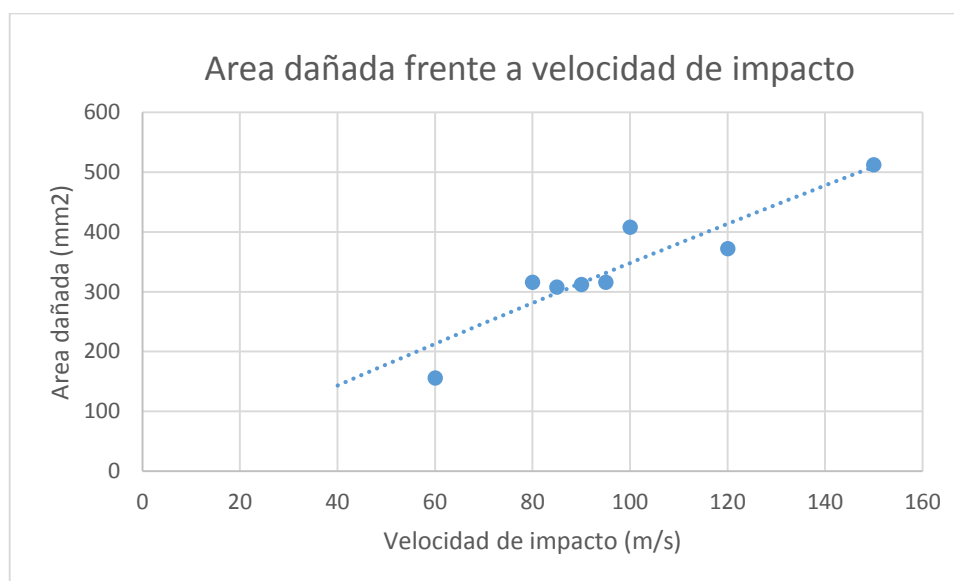


Figura 4.23 Gráfica área dañada frente a velocidad de impacto para velocidades inferiores

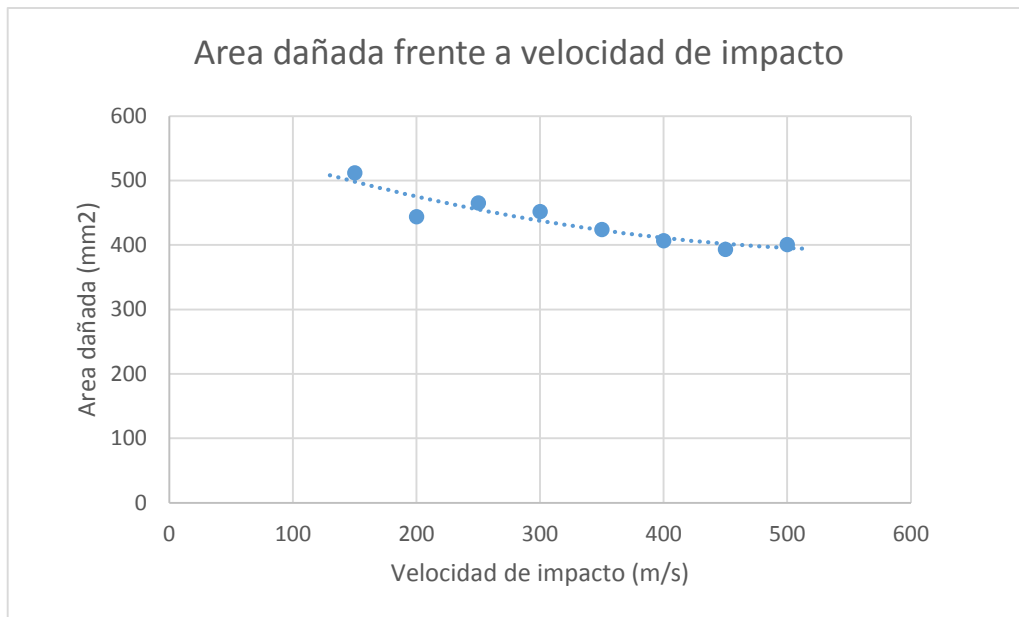


Figura 4.24 Gráfica área dañada frente a velocidad de impacto para altas velocidades

Como se ve la gráfica no queda tan perfecta como en el caso de la velocidad residual. El cálculo del área dañada requiere de mucha precisión para poder determinar bien el número de elementos a eliminar en cada caso y con una malla tan poco fina como la empleada en este apartado, los resultados ofrecen algunas imperfecciones.

Aun así se observan algunos indicios positivos comparados con la curva teórica, la gráfica presenta un máximo para un valor entorno a los 300 m/s (lejos de los 150 m/s teóricos) para después disminuir a medida que se aumenta la velocidad de impacto. A su vez el valor máximo del área dañada es de uno 475 mm² bastante semejante a los 330 mm² teóricos.

Probablemente a medida que se va refinando el mallado, los resultados irán incrementando en precisión.

4.3 RESULTADOS OBTENIDOS PARA MALLADO 1X1

Se va a analizar ahora la simulación para un mallado mucho más preciso. El número de nodos aumenta con este mallado considerablemente y por tanto los resultados que se obtengan determinaran si el modelo empleado es válido o no.

Para comparar nuevamente con los dos casos anteriores, destacar que en el cohesivo se van a generar 6400 nodos y en el tejido exterior 32000 nodos (considerablemente más que en el caso anterior).

El proceso no va a cambiar respecto al mallado anterior. En primer lugar nuevamente se determina la relación entre la velocidad residual y la velocidad de impacto. A partir de los resultados se podrá estimar el límite balístico y se comparan los resultados con los teóricos.

A continuación, se realizan las simulaciones para determinar la relación entre área dañada y velocidad de impacto. Para poder extraer con precisión las conclusiones pertinentes, para este mallado se incrementará considerablemente el número de mediciones para distintas velocidades de impacto.

Una vez obtenidas las dos curvas y determinados el límite balístico y la velocidad crítica, se determina si el modelo empleado en este proyecto puede considerarse apto o no.

Como se ve en la siguiente imagen, la malla empleada es mucho más fina que en los casos anteriores. El elemento geométrico empleado, al ser de tan pequeño tamaño, permite incrementar numéricamente el número de nodos.

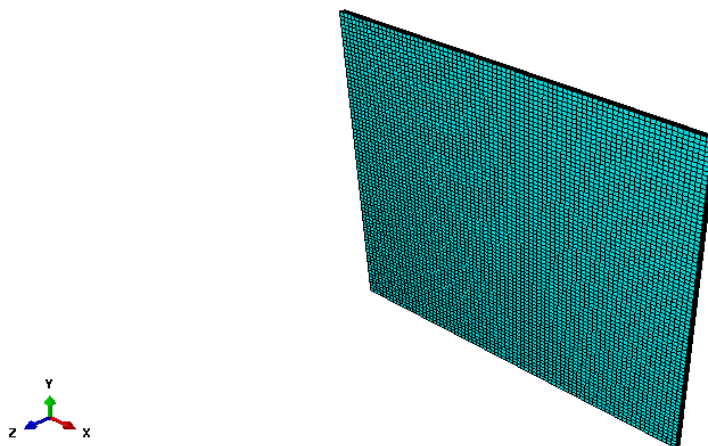


Figura 4.25 Mallado del tejido exterior

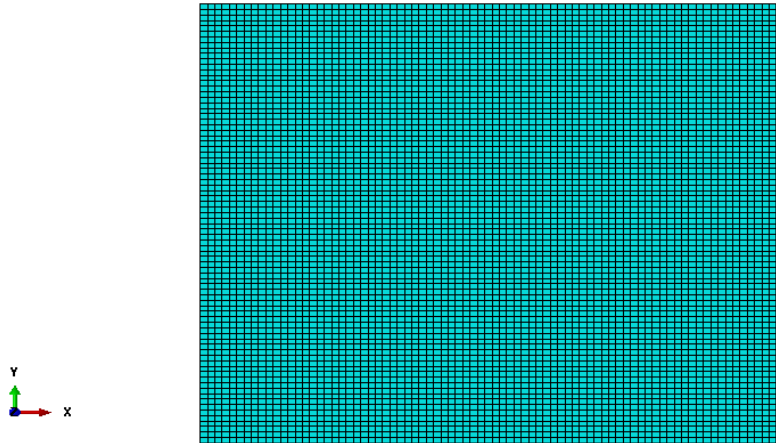


Figura 4.26 Mallado del cohesivo

4.3.1 ANALISIS PARA LA OBTENCION DE LA VELOCIDAD RESIDUAL

Se van a analizar algunas de las velocidades de impacto más relevantes para mostrar los resultados del uso de una malla tan sumamente fina.

Se empieza con una velocidad inferior al teórico límite balístico y se ve como responde el material. A continuación, se analiza el impacto a una velocidad próxima al límite balístico. Posteriormente, se escoge una velocidad próxima a la velocidad que genera el máximo área dañado. Y finalmente se estudian los efectos de una velocidad de impacto a muy alta velocidad.

4.3.1.1 VELOCIDAD DE IMPACTO 60 M/S

A una velocidad no demasiado elevada ya se ha dejado claro que el proyectil no debería atravesar la placa sino además salir con velocidad no nula en sentido contrario al inicial.

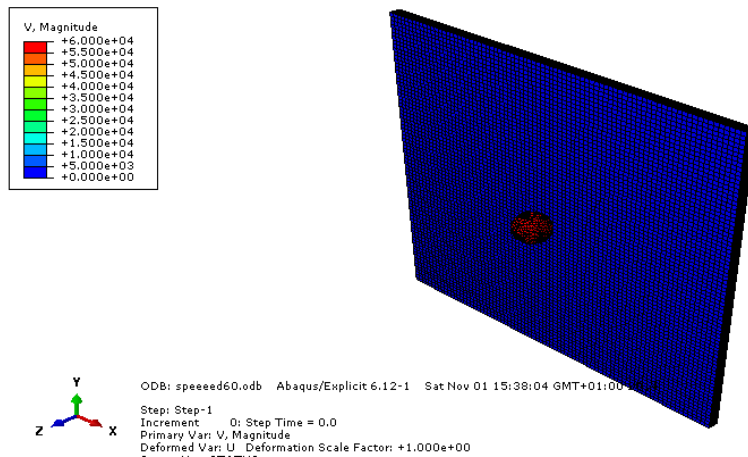


Figura 4.27 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s

Tras el impacto, la situación queda como en la siguiente figura.

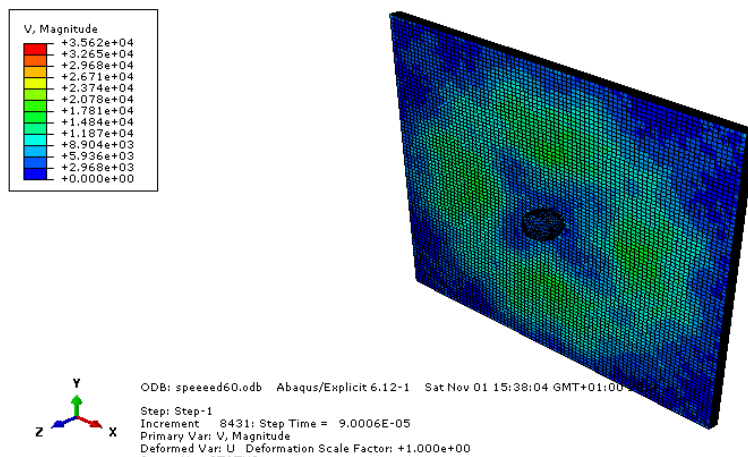


Figura 4.28 Situación de la simulación en $t=9e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s

Se repite la misma situación que para el mallado más grueso, la velocidad de impacto es insuficiente para dañar ni siquiera levemente el material y por tanto el proyectil sale repelido en sentido contrario.

4.3.1.2 VELOCIDAD DE IMPACTO 95 M/S

Se sabe que el límite balístico teórico puede establecerse próximo a los 90-95 m/s. Se va a analizar la respuesta del material cuando la velocidad de impacto es de 95 m/s.

La situación inicial es la misma que en los casos anteriores. La esfera se desplaza con una velocidad inicial, en este caso 95 m/s para impacta con la placa fabricada del material compuesto a estudiar apoyada.

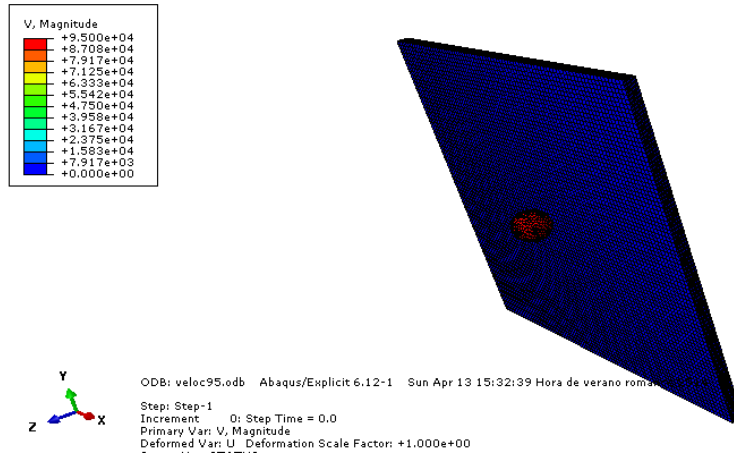


Figura 4.29 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s

Cuando la esfera impacta contra la placa y se espera a que pase un cierto tiempo t , suficientemente grande como para poder considerar que la esfera ha alcanzado su velocidad residual, la situación es la de la siguiente figura.

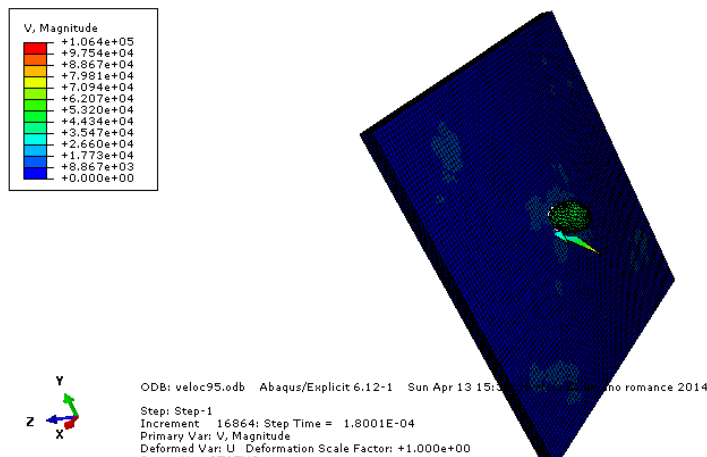


Figura 4.30 Situación de la simulación en $t=2.7e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s

Como se ve en la figura anterior, se pueden apreciar algunos pedazos de lámina que salen disparados debido al impacto de la esfera (modo de fallo debido a la deslaminación). A su vez y gracias a la leyenda cromática empleada, se puede concluir que la esfera ha disminuido considerablemente su velocidad. Esto último se puede comprobar de manera más precisa con la siguiente gráfica.

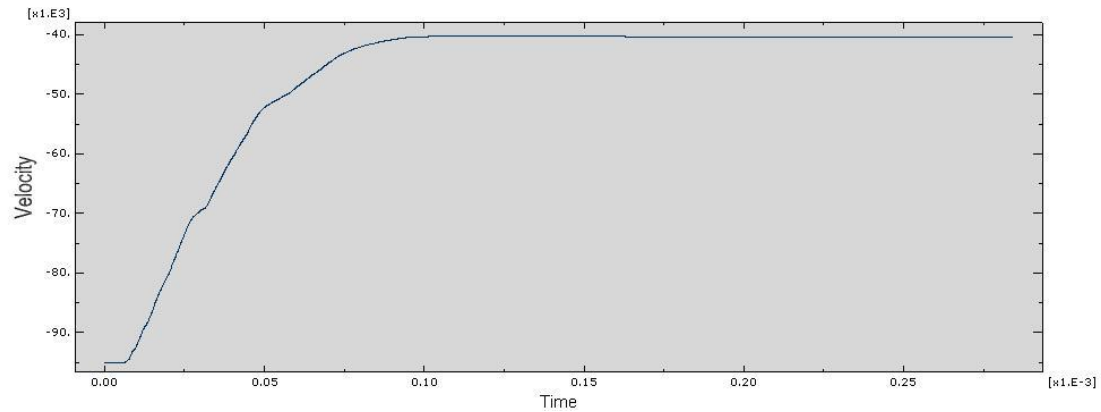


Figura 4.31 Evolución velocidad residual en función del tiempo cuando $V_{\text{impacto}}=95 \text{ m/s}$

Como se ve, la velocidad residual de la esfera es de unos 40 m/s, lo que implica que la velocidad del proyectil se ha reducido entorno a un 60% durante la penetración.

4.3.1.3 VELOCIDAD DE IMPACTO 150 M/S

Se analiza que ocurre cuando la velocidad de impacto es media y próxima a la velocidad que más daño genera en la placa.

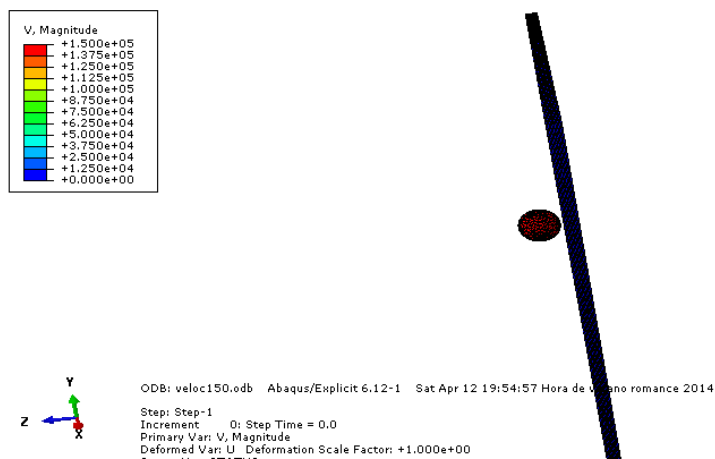


Figura 4.32 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=150 \text{ m/s}$

Tras el impacto, la esfera debería atravesar fácilmente la placa.

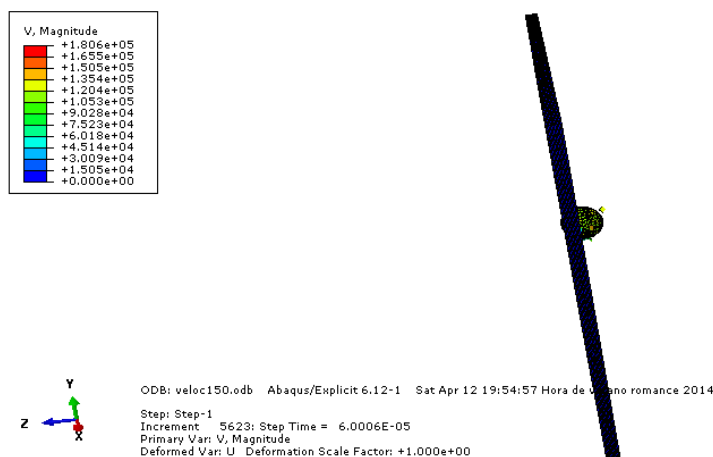


Figura 4.33 Situación de la simulación en $t=7.5e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=150$ m/s

Se observa que la esfera no pierde demasiada velocidad comparado con los casos anteriores. No aparecen tampoco laminas repelidas por el impacto aunque todo lo considerado con el daño generado se analiza en el apartado posterior.

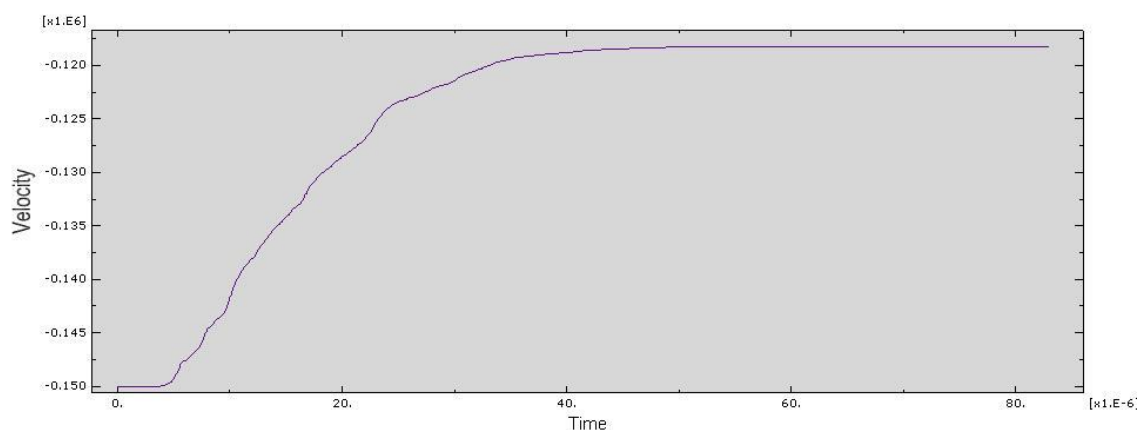


Figura 4.34 Evolución velocidad residual en función del tiempo cuando $V_{\text{impacto}}=150$ m/s

La velocidad residual en este apartado es de unos 120 m/s. Reduciéndose considerablemente el porcentaje de pérdida de velocidad comparado con los casos anteriores.

4.3.1.4 VELOCIDAD DE IMPACTO 500 M/S

Para concluir, se va a estudiar lo que ocurre cuando se simula con una velocidad de impacto muy alta.

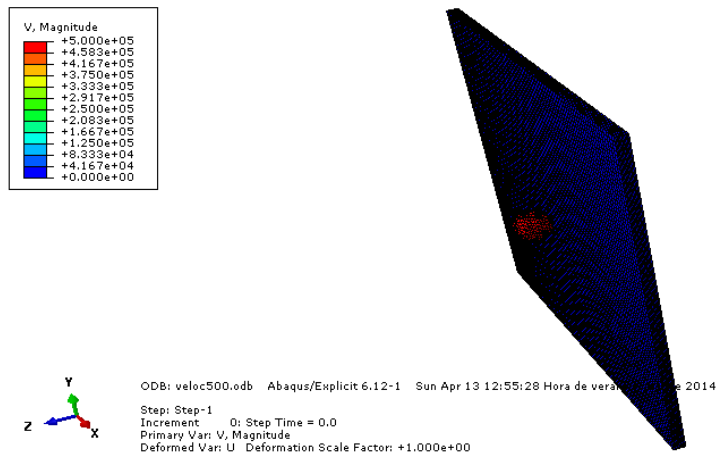


Figura 4.35 Situación de la simulación en $t=0$ cuando $V_{\text{impacto}}=500$ m/s

Tras el impacto, el proyectil debería atravesar sin ninguna dificultad la placa y la pérdida de velocidad debería ser mínima.

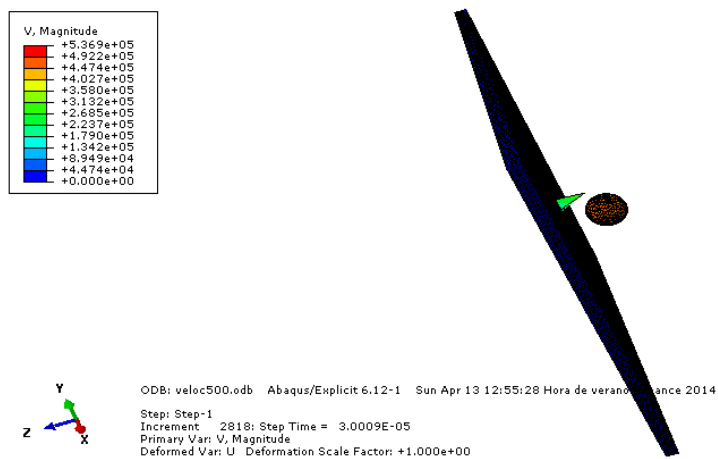


Figura 4.36 Situación de la simulación en $t=3e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=500$ m/s

En efecto, el proyectil atraviesa sin problemas la placa y sin perder velocidad.

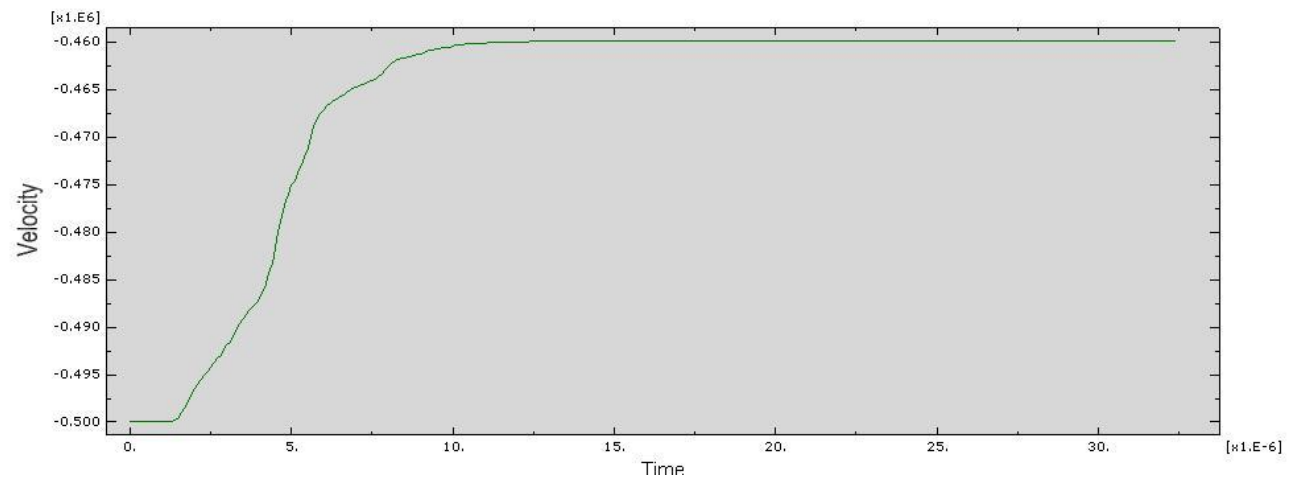


Figura 4.37 Evolución velocidad residual en función del tiempo cuando $V_{\text{impacto}}=500$ m/s

Como se ve, la velocidad residual es de unos 460 m/s. Es decir la pérdida de velocidad debida a la placa es del orden del 8%, considerablemente inferior a los casos precedentes.

4.3.2 RESUMEN RESULTADOS ANALISIS VELOCIDAD RESIDUAL

Si se repite lo visto anteriormente para cada una de las velocidades de impacto que se desean simular, se obtendría los resultados que se ven en la siguiente tabla.

Velocidad de impacto (m/s)	Velocidad Residual (m/s)
60	0
80	0
85	0
90	33
95	40,4
100	54,4
130	95,3
150	120
180	150,5
200	172
220	191,5
250	221
270	241
290	260,4
315	284,5
340	308,7
370	337,5
390	356,8
425	389,7
450	413,5
480	441
500	460

Tabla 4.3 Velocidad residual en función de la velocidad de impacto

Gráficamente se analiza como queda:

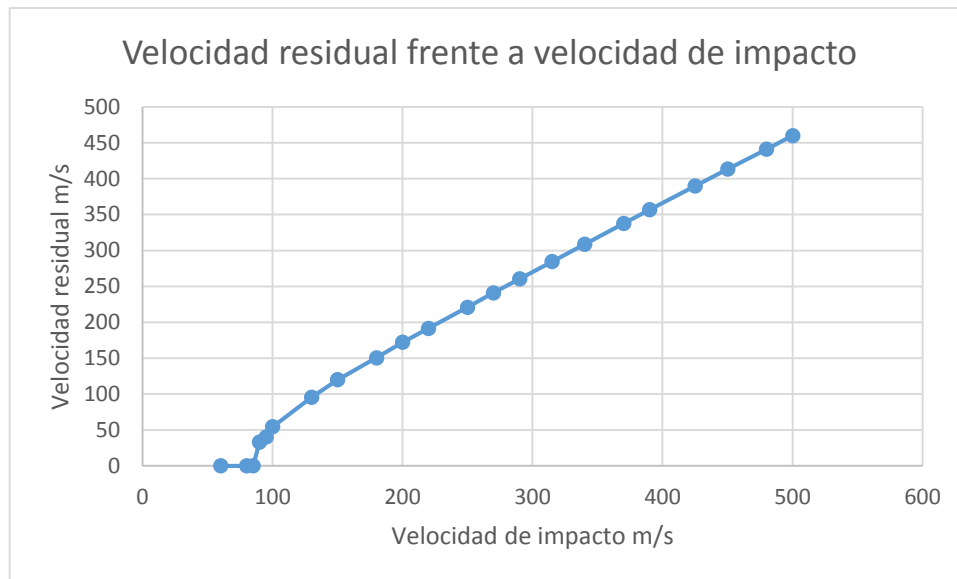


Figura 4.38 Gráfica mostrando la velocidad residual en función de la velocidad de impacto

Al igual que para el mallado previo, los resultados para la velocidad residual se muestran muy satisfactorios y eso que en esta ocasión se han realizado muchas más simulaciones. Pese a ello, la curva es prácticamente idéntica a la teórica. A su vez, el límite balístico queda muy próximo al teórico.

4.3.3 ANALISIS PARA LA OBTENCION DEL AREA DAÑADA

Es de esperar que al haber usado una malla más fina los resultados en esta ocasión sean más satisfactorios que en los casos anteriores para la obtención del área dañada. Para la obtención del área dañada se ha procedido de la misma forma que en el caso anterior. En primer lugar se simula el impacto. Una vez simulado y determinada la velocidad residual (visto en el apartado anterior), se muestra el cohesivo. Se eliminan todos los elementos cuya variable daño no esté comprendida entre 0.95 y 1 y mediante una función de ABAQUS se determina la masa de la sección central restante. Posteriormente y sabiendo la densidad del cohesivo y su espesor, resulta trivial obtener el área.

Al igual que en el caso de la velocidad residual, se va a estudiar solo algunas de las velocidades de impacto que pueden resultar más representativas.

4.3.3.1 VELOCIDAD DE IMPACTO 60 M/S

A una velocidad no demasiado elevada se ha visto que el proyectil no atraviesa la placa, sin embargo posee suficiente velocidad como para producir un cierto daño en el laminado.

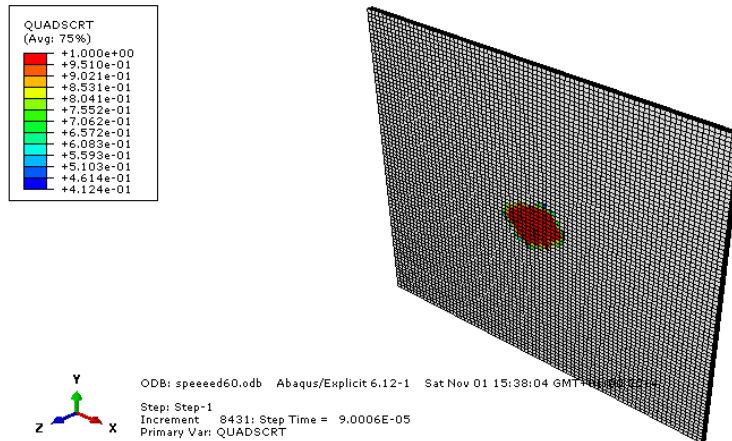


Figura 4.39 Área dañada en $t=2.7e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=60$ m/s

La masa central en tono rojizo representa el área dañada. En este caso, la masa de laminado dañado es de 0,0000000102 toneladas. Multiplicando por la densidad y el espesor se obtiene un área dañada de 136 mm².

4.3.3.2 VELOCIDAD DE IMPACTO DE 95 M/S

Se va a ver el área dañada a una velocidad próxima al límite balístico.

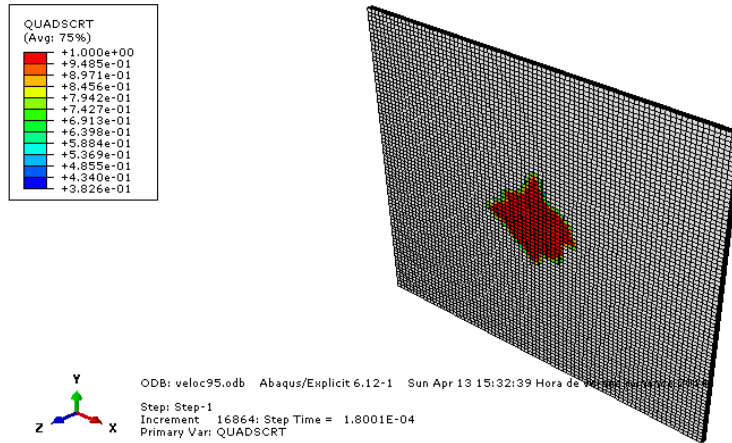


Figura 4.40 Área dañada en $t=2.7e-04$ cuando $V_{\text{impacto}}=95$ m/s

La zona central dañada parece más grande que en el caso de 60 m/s, lo cual cumple con las expectativas. La masa de la zona central es concretamente de 0,00000002775 toneladas que son 370 mm².

4.3.3.3 VELOCIDAD DE IMPACTO 150 M/S

Se analiza si para una velocidad de impacto considerablemente más elevada, se cumple que el área dañada es menor que para velocidades próximas a la velocidad crítica.

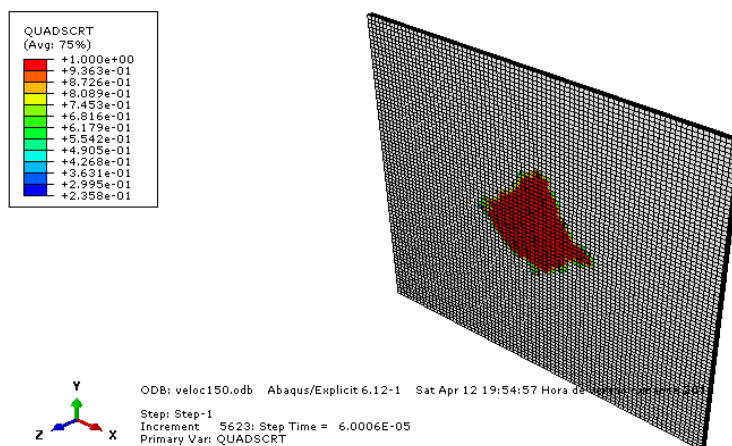


Figura 4.41 Área dañada en $t=7.5e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=150$ m/s

La zona dañada es a simple ojo más importante que en el caso, indicativo de que la simulación va cumpliendo con lo previsto. Realmente son 0,0000000332251

toneladas; es decir 443 mm². Es decir, prácticamente coincide con los valores para la velocidad crítica teórica y área máxima dañada teórica.

4.3.3.4 VELOCIDAD DE IMPACTO 500 M/S

Se estudia si para una velocidad de impacto considerablemente más elevada, se cumple que el área dañada es menor que para velocidades próximas a la velocidad crítica.

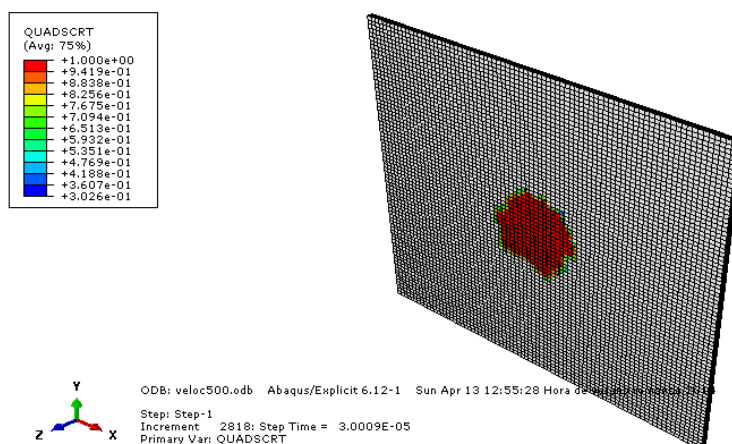


Figura 4.42 Área dañada en $t=3e-05$ cuando $V_{\text{impacto}}=500$ m/s

Se observa que la disminución de área de la zona dañada es importante comparado con el caso anterior. No solo la zona central es inferior si no también los bordes de la placa, prueba de que a altas velocidades, el daño generado es menos importante. Realmente son 0,00000002122 toneladas; es decir 283 mm². Es decir, prácticamente coincide con los valores para la velocidad crítica teórica y área máxima dañada teórica.

4.3.4 RESUMEN RESULTADOS ANALISIS AREA DAÑADA

Se han visto solo algunos de los casos más relevantes para la obtención del área dañada. Si se extrapola este método para todas las velocidades de impacto para las que se desea realizar en la simulación, se obtiene la gráfica siguiente:

Velocidad de impacto (m/s)	Área dañada (mm ²)
60	136
85	243
90	299
95	370
100	351
130	410
150	443
180	413
200	360
220	371
250	342
270	415
290	396
315	334
340	350
370	345
390	358
425	370
450	308
480	400
500	282

Tabla 4.4 Área dañada en función de la velocidad de impacto

Se estudia como quedaría esta relación gráficamente.

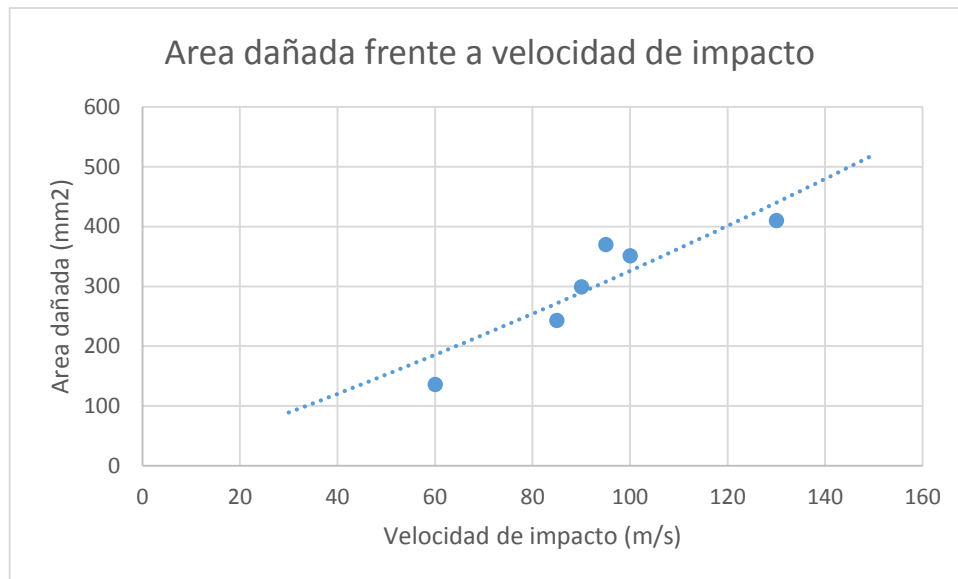


Figura 4.43 Grafica área dañada frente a velocidad de impacto a velocidades inferiores

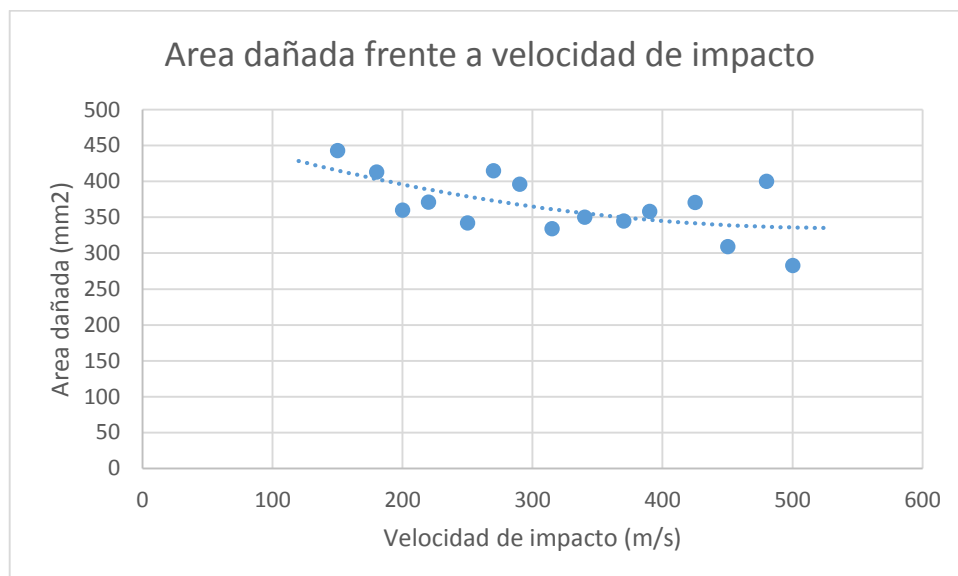


Figura 4.44 Grafica área dañada frente a velocidad de impacto a altas velocidades

Se observa perfectamente como la tendencia es inicialmente creciente, hasta alcanzar un valor máximo para posteriormente decrecer a medida que se aumenta la velocidad de impacto.

Además, el valor máximo del área dañada es de unos 450 mm² obtenido para una velocidad de impacto de unos 150 m/s. Muy similar a los valores teóricos.

4.4 ANÁLISIS RESULTADOS

Una vez realizadas ya todas las mediciones y obtenidas ya las gráficas, es momento de analizar si los resultados obtenidos son aceptables. Para ello se comparan directamente los resultados numéricos con los experimentales.

Los resultados numéricos ya se han visto en los apartados anteriores. Para la obtención de los resultados experimentales se va a emplear los resultados de los ensayos publicados en el artículo *“Experimental and numerical analysis of normal and oblique ballistic impacts on thin carbon/epoxy woven laminates”* publicado por Jorge López-Puente en Octubre 2007.

Velocidad de impacto (m/s)	Velocidad residual (m/s)	Área dañada (mm²)
63	0	80
65	0	110
90	0	185
93	0	205
75	0	75
88	0	90
118	50	320
120	60	315
130	75	300
150	95	270
170	130	240
200	160	220
210	165	200
230	190	210
240	200	190
250	210	185
310	260	170
320	265	180
315	260	175
410	340	200
415	350	170
490	440	150
500	445	130

Tabla 4.5 Resultados ensayos experimentales

Para poder comparar tener una mejor visión de la comparativa entre los ensayos numéricos y los experimentales, se van a traducir todos estos resultados a una gráfica.

4.4.1 ANÁLISIS RESULTADOS VELOCIDAD RESIDUAL

En primer lugar se van a comparar los resultados para la obtención de la velocidad residual. Gráficamente los resultados serían los siguientes:

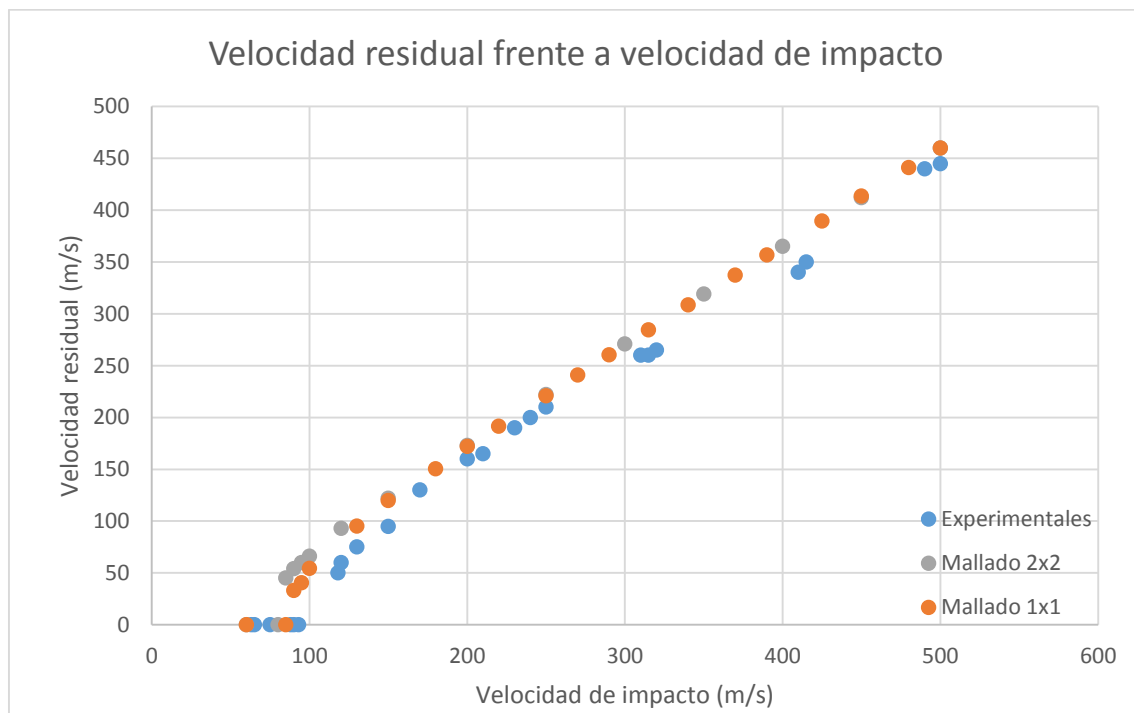


Figura 4.45 Gráfica mostrando velocidad residual frente a velocidad de impacto

Como se ve en la figura anterior, la similitud entre los resultados experimentales y los resultados numéricos es notoria. Se obtiene un límite balístico bastante similar en los tres casos, más o menos cercano a los 90 m/s. Del mismo modo, la pendiente que describen las curvas es casi idéntica en los tres casos, lo que reafirma la validez de este modelo, al menos por ahora para determinar la velocidad residual. Es también a destacar que si bien los resultados son muy parecidos en los tres casos, y las diferencias entre ellos escasas, se puede observar que la curva más próxima a los resultados experimentales es la curva del mallado 1x1, lo cual confirma las impresiones anteriores, con un mallado más fino se consiguen mejores resultados.

Lógicamente, al emplear el mallado 1x1 un elemento geométrico de menor tamaño que el del mallado 2x2, y en consecuencia teniendo considerablemente más nodos que el mallado 2x2, era de esperar que los resultados fueran más precisos con el mallado 1x1 que con el mallado 2x2. Gracias a la gráfica anterior, se pueden confirmar esas hipótesis previas.

4.4.2 ANÁLISIS ÁREA DAÑADA

Analizado ya lo relacionado con la velocidad residual, se van a comparar los resultados obtenidos para la obtención del área dañada. Para poder analizar mejor los resultados es aconsejable realizar dos graficas en vez de una. Una gráfica para velocidades de impacto más bajas por debajo de la velocidad crítica; y otra grafica para las velocidades más elevadas, muy por encima de la velocidad crítica.

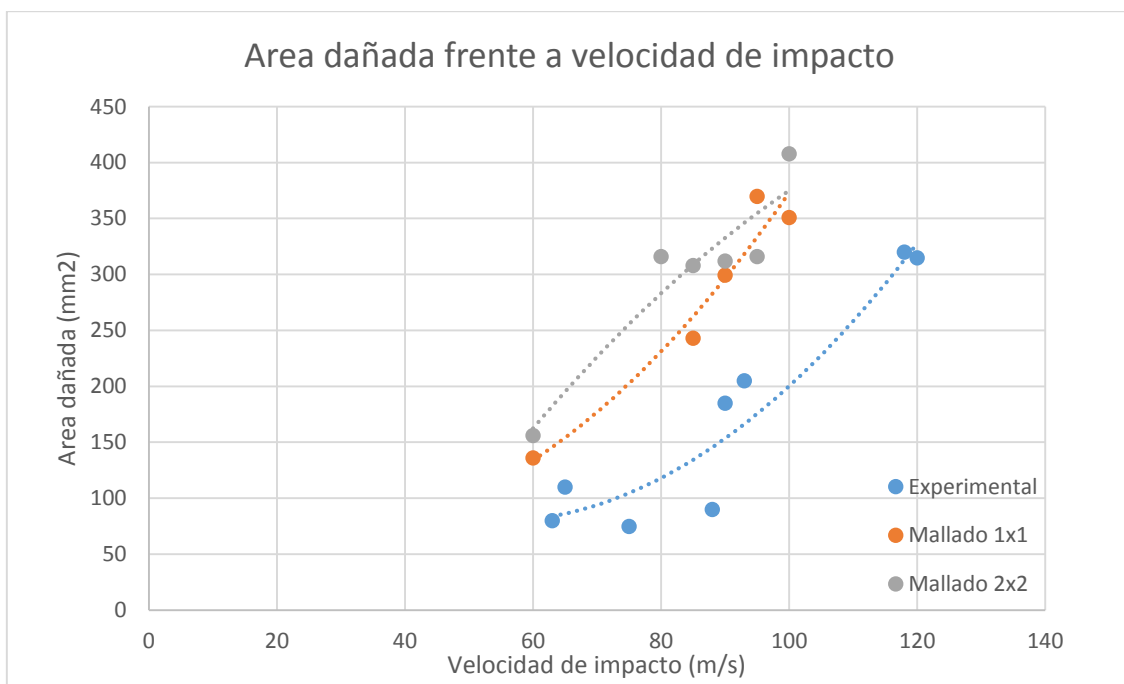


Figura 4.46 Gráfica mostrando el área dañada para las velocidades de impacto más bajas

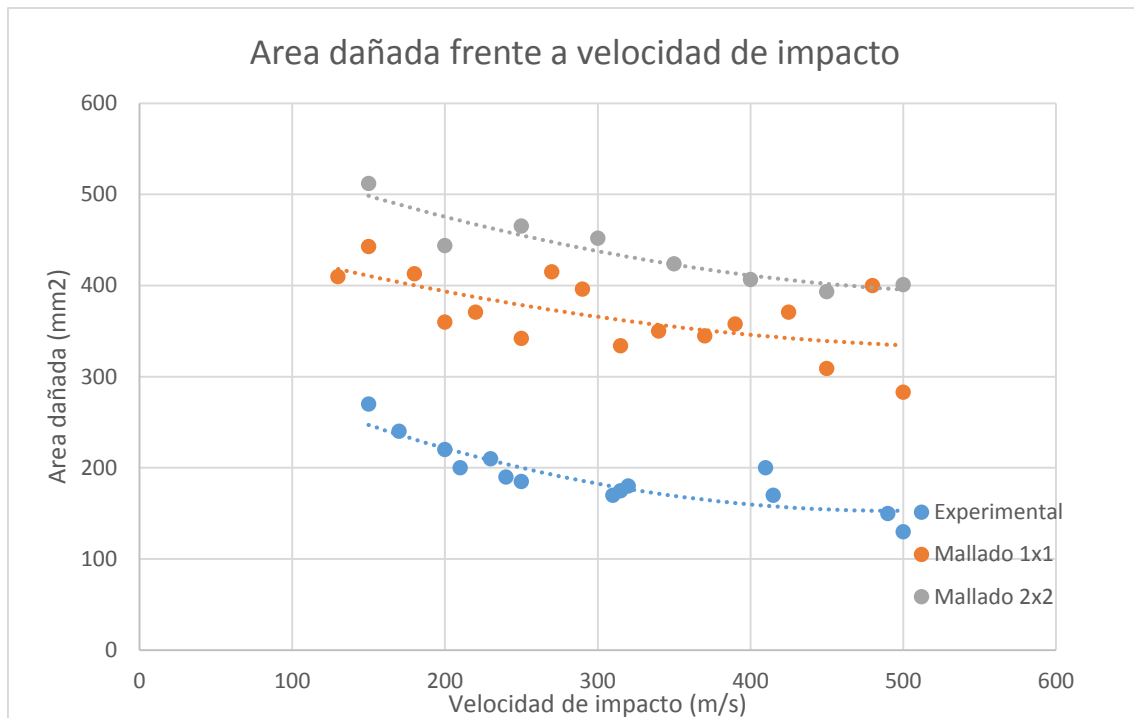


Figura 4.47 Gráfica mostrando el área dañada para las velocidades de impacto más elevadas

En las dos graficas anteriores se puede observar que si bien los resultados entre los ensayos numéricos y los experimentales no son tan precisos como en el caso de la velocidad residual, hay varios indicios que permiten ser optimistas.

En la gráfica para las velocidades más bajas, se observa que las tendencias que describen las curvas son muy similares en los tres casos. El área dañada va aumentando progresivamente a medida que se aumenta la velocidad de impacto y esa tendencia se puede ver perfectamente en los tres casos. Incluso a valorar positivamente el hecho que nuevamente, los resultados más próximos a los experimentales son los del mallado 1x1, reafirmando una vez más la teoría que este mallado iba a permitir obtener mejores resultados.

En la figura para las velocidades de impacto más elevadas, los resultados son igualmente satisfactorios. La tendencia de las tres curvas es similar y esta vez a medida que se incrementa la velocidad de impacto, el área dañada se reduce. Nuevamente los mejores resultados se obtienen con el mallado 1x1. Otro dato a comparar es el valor que se obtiene para el área dañada generado en cada caso. Los valores que se obtienen del área dañada para los casos numéricos son en general algo superiores a los del caso

experimental. El área máxima dañada es en torno a 440 mm² para el mallado 1x1 y de unos 500 mm² para el mallado 2x2. Si se comparan estos valores con el área máxima dañada para el caso experimental, unos 340 mm², se comprueba que existe cierta diferencia. Positivo resaltar que estos valores de área máxima dañada que permiten obtener la velocidad crítica del material, se obtienen para velocidades de impacto similares en los tres casos, unos 130 m/s.

Las pequeñas diferencias que puedan existir entre los valores del área dañada obtenidos para los casos numéricos y los casos experimentales puede deberse a varios motivos, siendo el más probable de todos el debido a la diferencia de umbrales de daño considerados. Como se ha explicado en el apartado del *Modelo Numérico*, un elemento no se considera que está dañado hasta que su variable daño d_i alcanza cierto valor, generalmente 1. Para reducir las restricciones y conseguir mayor uniformidad en los datos se ha optado por considerar que un elemento está dañado cuando su variable daño es igual a 0.95. Muy probablemente, cuando se realizaron los ensayos experimentales, el umbral de daño que se escogió para considerar un elemento dañado, fue distinto. Esta pequeña diferencia a la hora de escoger el umbral de daño es muy probablemente la culpable de las diferencias que se constatan para las áreas dañadas.

Otro motivo que puede explicar estas ligeras diferencias para la obtención del área dañada es el mecanismo de fallo que se está estudiando en este proyecto. Se han visto ya los tres mecanismos de fallo más importantes, deslaminación, momento lineal y rotura fibras, siendo los dos últimos los más importantes en cuanto a influencia en la energía generada en el proceso. En este proyecto se está estudiando el modo de fallo debido a la deslaminación y su incidencia en la energía que se genera y absorbe es ínfima comparado con los otros dos casos.

Se pueden ver mejor los resultados anteriores calculando cada una de las energías, la absorbida y las generadas por cada uno de los modos de fallo estudiados.

Como se ha visto en apartados anteriores, existen a grandes rasgos tres modos de fallo:

- Momento lineal
- Deslaminación
- Rotura de las fibras

Ya se han explicado en capítulos anteriores los mecanismos envueltos en cada uno de estos fallos pero sí que es interesante aclarar ahora que la influencia que tienen en la energía que absorbe el material, es muy diferente entre los tres modos.

En algún apartado anterior se ha aclarado ya que dependiendo de la velocidad de impacto, la influencia de los modos de fallo será mayor o menor. En general e independientemente de la velocidad de impacto, la incidencia en la energía absorbida por el material de los modos de fallo debidos al momento lineal y rotura de las fibras es considerablemente mayor que la debida a la deslaminación. Las energías debidas a la deslaminación y la rotura de las fibras son prácticamente constantes e independientes de la velocidad de impacto. Sin embargo, la energía debida al momento lineal de las fibras sí que varía y además de manera importante dependiendo de la velocidad de impacto.

Para aclarar todo lo que se acaba de explicar se va a ver las tres ecuaciones que determinan las energías generadas por cada modo de fallo:

$$E_{delaminacion} = A_d \cdot G_{I/II}$$

$$E_{momentolineal} = \frac{1}{2} m_{proyectil} \cdot V_{residual}^2$$

$$E_{roturafibras} = \sigma_R \cdot \left(\frac{\phi_{proyectil}}{2} \right)^2 \cdot \pi \cdot h$$

Donde:

- A_d es el área dañada para cada velocidad de impacto
- $G_{I/II}$ la tasa de liberación de energía en las direcciones transversales uno y dos
- $m_{proyectil}$ es la masa del proyectil y puede calcularse con la expresión

$$m_{proyectil} = h \cdot \left(\frac{\phi_{proyectil}}{2} \right)^2 \cdot \pi \cdot \rho_{laminado}$$
- σ_R es la tensión de rotura del laminado

- h es el espesor del laminado

Viendo las expresiones anteriores resulta trivial constatar que a mayor velocidad de impacto (y por tanto residual) la influencia del momento lineal irá aumentando mientras que la energía generada por los otros dos modos de fallo apenas variará.

La energía total absorbida durante el proceso de impacto puede calcularse simplemente calculando la diferencia de energías cinéticas. De este modo la ecuación para determinar la energía absorbida es:

$$E_{abs} = \frac{1}{2} m_{proyectil} (V_{impacto}^2 - V_{residual}^2)$$

La suma de las energías debidas a los modos de fallo debería ser más o menos parecida a la energía absorbida durante el impacto.

Como toda esta parte no es realmente el motivo de estudio de este proyecto y tan solo sirve para entender mejor los resultados e interpretar correctamente los mismos, se va a analizar el balance de energías solamente para algunas velocidades de impacto del mallado 1x1 que al fin y al cabo es el que mejores resultados está ofreciendo.

	Energía Deslaminación (J)	Energía momento lineal (J)	Energía rotura fibras (J)	Energía total debida a modos de fallo (J)
Velocidad de impacto 90 m/s	0,4992	0,07933365	19,34	19,9
Velocidad de impacto media 150 m/s	0,8192	1,04904	19,34	21,2
Alta velocidad de impacto 425 m/s	0,6496	11,080485	19,34	30,9

Tabla 4.6 Energías debidas a los modos de fallo para el mallado 1x1

Velocidad de impacto (m/s)	Velocidad residual (m/s)	ENERGÍA absorbida (J)
60	0	3,114
85	0	6,249
90	33	6,064
95	40,4	6,394
100	54,4	6,090
130	95,3	6,762
150	120	7,006
180	150,5	8,433
200	172	9,009
220	191,5	10,144
250	221	11,815
270	241	12,818
290	260,4	14,092
315	284,5	15,816
340	308,7	17,563
370	337,5	19,889
390	356,8	21,446
425	389,7	24,876
450	413,5	27,262
480	441	31,069

Tabla 4.7 Energía absorbida por el material para el mallado 1x1

Velocidad de impacto (m/s)	Velocidad residual (m/s)	ENERGÍA absorbida (J)
63	0	3,433
65	0	3,654
90	0	7,006
93	0	7,481
118	50	9,881
120	60	9,342
75	0	4,865
88	0	6,698
130	75	9,752
150	95	11,655
170	130	10,38
200	160	12,456
210	165	14,596
230	190	14,532
240	200	15,224
250	210	15,916
310	260	24,652

320	265	27,831
315	260	27,355
410	340	45,412
415	350	43,012
490	440	40,222
500	445	44,958

Tabla 4.8 Energía absorbida por el material en el caso experimental

Se va a representar gráficamente la energía absorbida frente a la velocidad de impacto para poder interpretar más fácilmente todos estos datos.

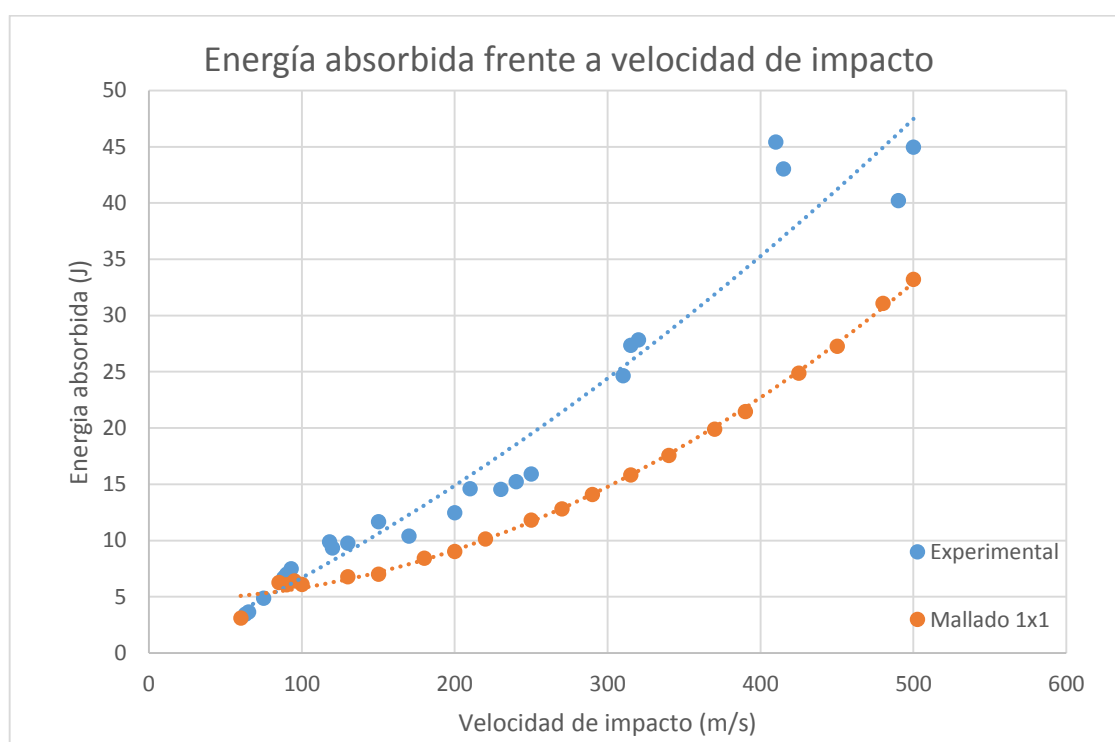


Figura 4.48 Gráfica mostrando la energía absorbida frente a la velocidad de impacto

Como se ve, la pendiente que describen las dos curvas es muy similar en los tres casos. Existen pequeñas diferencias lógicamente pero perfectamente asumibles para seguir considerando como válido el modelo que se está empleando. Incluso el orden de magnitud de energía absorbida es similar al esperado (34 J frente a los 41 J experimentales).

A su vez, comparando la energía absorbida con las energías debidas a los modos de fallo, se confirma lo que se especificó en apartados anteriores. Las energías debidas a la deslaminación y a la rotura de las fibras son prácticamente constantes y su influencia muy diferente; la deslaminación apenas produce energía mientras que la rotura de las

fibras genera mucha energía. Se confirma además que a mayores velocidades de impacto, mayor es la influencia de la energía debida al momento lineal. De igual modo, la suma de las energías generadas por los modos de fallo es más o menos similar a la energía absorbida durante el impacto.

Es por ello que los resultados del área dañada no quedan tan buenos como con la velocidad residual. La energía necesaria para provocar la deslaminación es muy pequeña comparada con la energía que genera el impacto. De modo que la mínima variación en las simulaciones, va a ser suficiente para generar una importante variación en el valor de la energía de deslaminación y por tanto en el área dañada.

Aun así, los órdenes de magnitud para las áreas dañadas son similares en los tres casos y además lo realmente importante en este estudio es comprobar la tendencia de las curvas. Por lo tanto se puede afirmar que los resultados son válidos y bastante satisfactorios.

Capítulo 5

CONCLUSIONES y TRABAJOS FUTUROS

5.1 INTRODUCCIÓN

En este proyecto se ha llevado a cabo el estudio de la respuesta de un determinado material compuesto cuando es sometido al impacto de un proyectil a distintas velocidades en un rango muy variado. Se ha centrado el proyecto en el estudio de la velocidad residual y del área dañada generada en el impacto. Para ello, en primer lugar se ha realizado el modelo numérico de la simulación, prestando especial interés al material que compone la placa (cohesivo y tejido exterior). Posteriormente se han completado las simulaciones numéricas y se han extraído los datos pertinentes. Finalmente se han comparado los resultados con los ensayos experimentales. A continuación, se va a explicar las principales conclusiones obtenidas.

5.2 CONCLUSIONES

Las conclusiones extraídas en el desarrollo del estudio del presente proyecto, son las siguientes:

- Se ha demostrado que las suposiciones realizadas (contacto proyectil-placa, apoyos, parámetros de los materiales, adhesión cohesivo-tejido,...) a la hora de realizar el modelo geométrico en el programa de elementos finitos han sido acertadas.
- La evolución de la curva de la velocidad residual con respecto a la velocidad de impacto ha demostrado la validez del modelo empleado, siendo la representación gráfica de los ensayos numéricos muy próxima al ensayo experimental. En este mismo punto destacar que los ensayos numéricos realizados a velocidades inferiores al límite balístico presentan una velocidad residual nula. Por otra parte los ensayos numéricos realizados a velocidades muy por encima del límite balístico presentan una pérdida de velocidad muy pequeña. Todo ello predicho por los ensayos experimentales.

- El límite balístico del material estudiado obtenido para en las simulaciones numéricas comparado con el límite balístico experimental refleja la validez del modelo empleado.
- La comparación entre las gráficas de los datos numéricos y experimentales mostrando la evolución de la energía absorbida por el material frente a la velocidad de impacto, reafirma las conclusiones positivas extraídas del estudio de la velocidad residual. El orden de magnitud de la energía generada (y absorbida) durante el impacto permanece en los márgenes esperados.
- El modelo numérico permite obtener con razonable precisión las tendencias que describen las gráficas de los ensayos numéricos del área dañada frente a la velocidad de impacto. Las distintas consideraciones realizadas a la hora de escoger el umbral de daño justifican algunas diferencias.
- La energía generada por el modo de fallo de deslaminación es prácticamente constante y considerablemente inferior a la energía generada por el impacto, pudiendo ser fácilmente distorsionados los efectos de la deslaminación.
- La energía generada por la rotura de las fibras es prácticamente constante y su influencia en el daño generado es considerable.
- La energía generada por el momento lineal está muy afectada por la velocidad residual. Su influencia va incrementándose a medida que se aumenta la velocidad residual influyendo de manera importante a altas velocidades.
- La energía absorbida y la suma de las energías debida a los modos de fallo permanece más o menos similar.
- Los impactos realizados a velocidades inferiores a la velocidad crítica generan daños menores que a velocidades de impacto superiores a la velocidad crítica, obteniéndose el máximo daño para la velocidad crítica de impacto. Los valores

obtenidos permanecen dentro de los objetivos explicándose sus diferencias nuevamente por la elección del umbral de daño escogido.

- Los resultados numéricos obtenidos tanto para las velocidades residuales, energías y áreas dañadas, reflejan que el mallado 1x1 se muestra considerablemente más preciso que el mallado 2x2.

5.3 TRABAJOS FUTUROS

El estudio de impactos sobre materiales compuestos realizado en este proyecto fin de carrera es solo una muestra de lo que podría realizarse, siendo las posibilidades que plantea este campo muy numerosas. A continuación se proponen solo algunas de las variantes que ofrece el estudio de impactos en materiales compuestos:

- Influencia de la geometría del proyectil en el área dañada en la placa, la energía generada y la velocidad residual.
- Influencia del espesor en la placa ante el impacto del proyectil estudiando la variación de los principales parámetros ya especificados.
- Influencia del ángulo de impacto del proyectil sobre la placa a distintas velocidades. Análisis de las velocidades residuales y daños generados en cada caso.
- Estudio del impacto de proyectiles sobre laminados compuestos por distintas matrices y fibras. Interesante comprobar la influencia no solo de otros materiales compuestos (distintos materiales para la matriz y las fibras), sino también de la propia disposición de la matriz y las fibras (orientación, número de láminas,...).
- Estudio de la respuesta del mismo material variando la estructura geométrica del elemento que sufre el impacto. En este caso, la geometría empleada es muy

sencilla y poco ilustrativa. Recomendable analizar la respuesta del material con elementos geométricos más ilustrativos.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Abaqus Explicit User's Manual, version 6.12 Edition, HKS, 2012.
- [2] Abrate S. "Impact on laminated composite materials: recent advances", *Appl Mech Rev* pp: 517-544, 1994.
- [3] Airbus 350 web, (<http://www.a350xwb.com>), Septiembre 2014.
- [4] Barbero, E. J., *Introduction to Composite Materials Design. Second edition.*
- [5] Barbero, E. J., Abdelal, G. F., Caceres, A., *A micromechanics approach for damage modeling of polymer composites.* Compos Struct, 67,2005.
- [6] Boeing 787 web, (<http://www.boeing.com/commercial/787family>), Septiembre 2014.
- [7] Cantwell W.J, Morton, "Comparison of the low and high-velocity impact response of CRFP", *Composites*.
- [8] Cantwell W.J, Morton, "Impact perforation of carbon-fiber reinforced plastic ", *Composites science and technology*, 1987.
- [9] F. K. Chang and K. Y. Chang. "A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations", *Journal of Composite Materials*, 1987.
- [10] Chen JK, Allahdadi FA, Carney TC. "High-velocity impact of graphite/epoxy composite laminates", *Compos Sci Technol* pp: 1369-1379, 1997.
- [11] Goldsmith W, Finnegan SA."Penetration and perforation process in metal targets and above ballistic limits", *Int J Mech Sci*, pp: 43-66, 1971.
- [12] Hahn, H. T., "A mixed-mode fracture criterion for composite materials", *J Compos Technol Res*, 5.

-
- [13] Hammond RI, Proud WG, Goldrein HT, Field JE. "High-resolution optical study of the impact of carbon-fibre reinforced polymers with different lay-ups", *Int J Impact Eng*, pp: 69-86, 2004.
- [14] Hart-Smith LJ. "*Predictions of the original and truncated maximum-strain failure models for certain fibrous composite laminates*". *Composites Science and Technology* 1998; 58:1151-79.
- [15] J. Hou, N. Petrinic, and C. Ruiz. "A delamination criterion for laminated composites under low-velocity impact." *Composites Science and Technology*, pp: 2069-2074, Nov. 2001.
- [16] Hull D., *Materiales Compuestos*, Ediciones Revertes, S.A., 1987.
- [17] Iannucci L, Willows M. "An energy based damage mechanics approach to modelling impact onto woven composite materials, part I: Numerical models", *Compos Part A: Appl Sci Manuf A* pp: 2041-2056, 2003.
- [18] A. K. Kaw. *Mechanics of Composite Materials*. Taylor and Francis Group, First edition, 1997.
- [19] Johnson W. *Impact strength of materials*. London: Edward Arnold; 1972.
- [20] Larsson F. "Damage tolerance of a stitched carbon/epoxy laminate.", *Compos Part A: Appl Sci Manuf* pp: 923-34, 1997.
- [21] J. Lopez-Puente, R. Zaera, and C. Navarro. "Experimental and numerical analysis of normal and oblique ballistic impacts on thin carbon/epoxy woven laminates." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Feb. 2008.
- [22] J. Lopez-Puente, J.A. Artero-Guerrero, J. Pernas-Sánchez, D. Varas "Analysis of high velocity impacts of steel cylinders on thin carbon/epoxy woven laminates." *Composite Structures*, pp: 623-629, Agosto. 2012.
- [23] J. López-Puente, R. Zaera and C. Navarro. "High energy impact on woven laminates." *J Phys IV*, pp: 639-44, 2003.
-

- [24] Navarro, C., Apuntes de clase de Elasticidad y Resistencia de Materiales II.
- [25] Rotem A. *"Prediction of laminate failure with the Rotem failure criterion"*. Composites Science and Technology 1998; 58:1083-94.
- [26] Shahid, I. S. and Chang, F. K., *"An Accumulative Damage Model for Tensile and Shear Failures of Laminated Composite Plates"*, Journal of Composite Materials, 29, 926-981, 1995
- [27] Tsai, S. W. and Wu, E. M., *"A General Theory of Strength for Anisotropic Materials, Journal of Composite Materials"*, 5, 58-80, 1971
- [28] Tsai, S. W. *"Strength characteristics of composite materials."* Technical report, NASA, 1965.
- [29] Whitney, J. M. and Nuismer, R. J., *"Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations"*, Journal of Composite Materials, 8, 253-265, 1974